

IB 131-2015/058

**Entwurf eines kombinierten Mast-
Mechanismus Leistungsprüfstands sowie
Durchführung und Auswertung erster Tests**

Marc Strasser



**Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik
Braunschweig**

September 2015

**Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.**
in der Helmholtzgemeinschaft
Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik

IB 131-2015/058

**Entwurf eines kombinierten Mast-Mechanismus
Leistungsprüfstands sowie Durchführung und Auswertung
erster Tests**

Braunschweig, September, 2015

Der Bericht umfasst:

122 Seiten

Institutsleiter:
Prof. Dr.-Ing. M. Wiedemann



Leiter der Abteilung:
Prof. Dr.-Ing. Christian Hühne



Verfasser:
Marc Strasser



Betreuer der Studienarbeit:
Dr.-Ing. Marco Straubel





Thema: Entwurf eines kombinierten Mast- Mechanismus Leistungsprüfstands sowie Durchführung und Auswertung erster Tests

Studienarbeit

an der Technischen Universität Braunschweig

Verfasser: Marc Strasser

im Studiengang: Luft- und Raumfahrttechnik

Matr.-Nr.: 4096962

Erstprüfer:

Prof. Dr.-Ing. Michael Sinapius (TU Braunschweig - iAF)

Betreuer/in:

Dr.-Ing. Marco Straubel (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.)



Studienarbeit
für
Herrn Marc Strasser
Matr.-Nr.: 4096962

**Thema: Entwurf eines kombinierten Mast-Mechanismus
Leistungsprüfstands sowie Durchführung und Auswertung erster Tests**

Übersicht

Das Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik entwickelt ultraleichte Weltraumstrukturen für diverse Anwendungen. Sowohl stabile Landerstrukturen für extraterrestrische Sonden als auch entfaltbare Sonnensegel, für alternative treibstofflose Raumantriebe und entfaltbare Radarantennen, wurden und werden weiterhin untersucht. Die Segel und Antennen generieren ihre Steifigkeit aus aufrollbaren CFK-Leichtbaumasten. Derzeitige Exemplare dieser Masten haben einen Durchmesser von ca. 12 cm, eine Wandstärke von 0,1 mm, ein spezifisches Gewicht von 38 g/m und können aufgrund ihrer speziellen Querschnittsgeometrie zusammengedrückt und aufgerollt werden. Dabei wird das Material elastisch deformiert und in dieser Form unter mechanischer Spannung gelagert. Versuche haben dabei gezeigt, dass das Abrollen der Masten stets kontrolliert werden muss, da die Entfaltung ansonsten unkontrollierbar verläuft. Die hierfür favorisierte Methode ist das Abrollen der Masten von einer Trommel mittels eines elektrischen Antriebs.

Vorherige Untersuchungen haben sowohl die Funktionalität des Abrollmechanismus anhand eines Vorläufermodells bestätigt als auch Steifigkeits- und Festigkeitswerte für einzelne, voll entfaltete Masten geliefert. Da die Masten und deren Mechanismen in der späteren Anwendung jedoch auch während des Abrollens Kräfte und Momenten aufnehmen müssen, ist es notwendig diese Lastkombination auch in einem Test abzubilden um die kombinierten Festigkeitsgrenzen sowie Steifigkeitswerte von Mechanismus und Mast zu bestimmen.

Aufgabenstellung

Herr Strasser soll zunächst eine Aufstellung von zu erwartenden Kraft- und Momentkombinationen aus der GOSSAMER-1 Projektbeschreibung ableiten und draus in Verbindung mit den zu erwartenden Randbedingungen einen Entwurf eines Prüfstands ableiten. Dieser Aufbau ist mit Hilfe von CATIA zu konstruieren und mit dem Betreuer abzustimmen. Des Weiteren ist ein Testplan zu erstellen, der die Steifigkeitswerte und Festigkeitsgrenzen der Mast-Mechanismen Kombination für die zuvor identifizierten Lastkombinationen ermittelt.

Prüfstandsteile sind nach Absprache mit dem Betreuer zu beschaffen und der Prüfstand aufzubauen. Gemäß dem zuvor erstellten Testplan, soll ein komplettes Testprogramm mit dem Prüfstand durchgeführt und ausgewertet werden.

Arbeitsschritte

Im Einzelnen sind folgende Arbeitsschritte zu leisten:

- Erstellen einer Zeitplanung
- Einführende Literaturrecherche zum Test von ultraleichten Raumfahrtmechanismen unter Erdgravitation
- Anforderungen an Prüfstand zusammentragen und abstimmen
- Konstruktion des Prüfstands
- Erstellung des Testplans
- Prüfstandsteile und -komponenten einkaufen bzw. Fertigung beauftragen
- Montage des Prüfstands
- Durchführung und Interpretation der Tests
- Schritthaltende Dokumentation aller Ergebnisse in Form einer wissenschaftlichen Abschlussarbeit und Präsentation im Rahmen eines wissenschaftlichen Vortrages

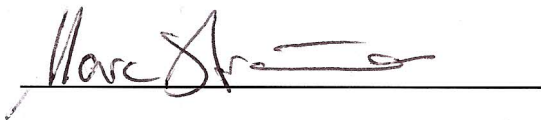
Die Studienarbeit wird am Institut für Adaptronik und Funktionsintegration der TU Braunschweig (IAF) sowie dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR), Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik, in Braunschweig durchgeführt und seitens des DLR von Herrn Dr.-Ing. Marco Straubel betreut.

Für Planung, Berechnung, Fertigung, Untersuchungen und Dokumentation können Labore, Werkzeuge, Einrichtungen, Programme und Rechenanlagen des DLR sowie der TU Braunschweig benutzt werden. Die Unterstützung durch das DLR umfasst die Beratung sowie Hilfe bei der Einarbeitung in die Theorie und Praxis. Die Ergebnisse

sind entsprechend dem Fortschritt der Arbeit, mindestens aber einmal wöchentlich mit dem Betreuer abzusprechen.

Änderungen der Aufgabenstellung sind nur mit Zustimmung des IAF möglich. Die Studienarbeit muss in zweifacher gebundener und elektronischer Ausführung am IAF im Geschäftszimmer abgegeben werden.

Hiermit bestätige ich den Empfang der Aufgabenstellung:



Marc Strasser

Bearbeitungszeit: 4 Monate

Ausgegeben am: 01.04.2015

Abgegeben am:



Prof. Dr.-Ing. Michael Sinapius

Eidesstattliche Erklärung

Ich versichere, dass ich die vorliegende Studienarbeit selbstständig, ohne unerlaubte fremde Hilfe oder Beratung und nur unter Verwendung der angegebenen wissenschaftlichen Hilfsmittel und Literatur angefertigt habe.

(Marc Strasser)

Braunschweig, den 17. August 2015

Danksagung

Im Rahmen dieser Studienarbeit möchte ich mich bei Herrn Prof. Dr.-Ing. M. Sina-
pius und bei allen Mitarbeiterinnen und Mitarbeitern des Instituts für Adaptronik und
Funktionsintegration des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. Braunschweig
bedanken.

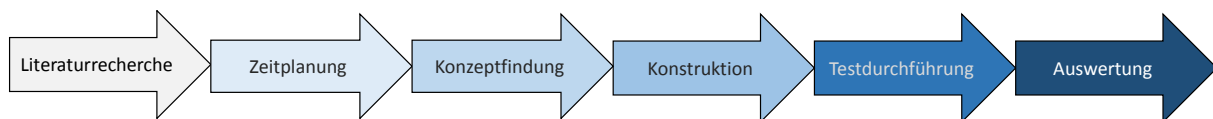
Besonderer Dank gebührt Dr.-Ing. Marco Straubel, der für die Aufgabenstellung und
die Betreuung der Arbeit verantwortlich war. Herr Straubel hat mich während meiner
Arbeit fachlich unterstützt und gewährte mir über das Thema der Studienarbeit hinaus
interessante Einblicke in den Forschungsbereich der entfaltbaren Weltraumstrukturen.

Aus meinem privaten Umfeld möchte ich mich bei meiner Familie bedanken, die mir stets
hilfreich zur Seite stand. Ebenso bedanke ich mich bei meinen Freundinnen und Freunden,
die mich ideenreich und korrigierend unterstützten.

Ein letzter Dank gebührt allen, die hier nicht namentlich genannt wurden und mir stets
als Ansprechpartner und Diskussionspartner zur Verfügung standen.

Übersicht

Die vorliegende Studienarbeit beschreibt die Entwicklung eines Leistungsprüfstands, mit dem Belastungstests an CFK-Masten (engl. Booms) durchführbar sind. Der besondere Querschnitt ermöglicht es, die Booms ohne Materialbeschädigungen aufzurollen und platzsparend zu verstauen. Die Masten wurden vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) entwickelt und werden beispielsweise beim GOSSAMER-Projekt verwendet. Dabei handelt es sich um eine Solarsegel-Mission, welche eine treibstofflose Antriebstechnologie zum Ziel hat. Aufgrund des geringen Ladevolumens der Trägerrakete, werden die Masten und das Segel aufgerollt und erst nach Erreichen der Zielumgebung entfaltet. Die zu testenden Masten sind die tragenden Elemente des Satelliten und sorgen für die notwendige Systemstabilität. Zielsetzung des Prüfstands ist es, die während des Entfaltungsprozesses auftretenden Kraft- und Momentenkombinationen abzubilden, um eine Aussage über die Belastungsgrenzen der CFK-Masten zu erhalten. Eine weitere Aufgabe ist es, den Einfluss möglicher Störgrößen zu unterbinden, welche die Messwerte negativ beeinflussen könnten. Daher muss die Konstruktion in der Lage sein, die Gravitationskraft bestmöglich zu kompensieren. Die Studienarbeit lässt sich in folgende Arbeitsschritte unterteilen:



Gliederung der Arbeitsschritte zur Erstellung der Studienarbeit

Zu Beginn der wissenschaftlichen Arbeit erfolgt eine Literaturrecherche zum Test von ultraleichten Raumfahrtmechanismen unter Erdgravitation. Anschließend werden die verschiedenen Phasen der Konstruktion und Testdurchführung in einer Zeitplanung dokumentiert. Als dritter Schritt wird das Konzept erstellt, auf welches die anschließende Konstruktion basiert. Darauf aufbauend erfolgt die Durchführung der Belastungstest und als letzter Schritt die Auswertung der Messergebnisse.

Der entwickelte Versuchsaufbau ermöglicht die Durchführung erster Belastungstest und liefert qualitativ verwertbare Aussagen über die ertragbaren Belastungen während des Entfaltungsprozesses.

Inhaltsverzeichnis

Abkürzungsverzeichnis	I
Formelzeichen	II
1. Einleitung	1
1.1. Das GOSSAMER-Projekt	3
1.2. Aufbau GOSSAMER-1	5
2. Grundlagenbeschreibung von entfaltbare Weltraumstrukturen	9
2.1. Ultraleichte, entfaltbare Raumfahrtstrukturen	9
2.1.1. Antennen	9
2.1.2. Segel	10
2.1.3. Booms/Masten	11
2.2. Test von ultraleichten Raumfahrtstrukturen unter Erdgravitation	13
2.2.1. Mechanische Kompensation durch verschiebbare Seilaufhängung	14
2.2.2. Mechanische Kompensation durch Gegengewichte	16
2.2.3. Auftriebskompensation durch Heliumballons	17
2.2.4. Physikalische Kompensation durch Parabelflüge	18
2.3. Beurteilung der vorgestellten Kompensationssystem	21
3. Der Leistungsprüfstand	23
3.1. Kraft- und Momentenkombination	23
3.2. Anforderungen an den Leistungsprüfstand	29
3.3. Lösungsmethodik für den Leistungsprüfstand	30
3.4. Testplanung	33
3.5. Versuchsaufbau des Leistungsprüfstands	36
3.6. Versuchsdurchführung	38
3.6.1. Vorbereitung und Einrichtung der Versuchsanlage	38
3.6.2. Durchführung eines Belastungstests	44
4. Auswertung und Diskussion der Testergebnisse	45
4.1. Die lokalen Koordinatensysteme	45

4.2. Analyse möglicher Fehlerquellen	46
4.3. Auswertung der Testergebnisse	49
4.3.1. Krafteinleitung am oberen Lastangriffspunkt	49
4.3.2. Krafteinleitung am unteren Lastangriffspunkt	55
4.3.3. Krafteinleitung am oberen und unteren Lastangriffspunkt	60
4.4. Diskussion der Testergebnisse	65
4.4.1. Lastfälle mit einer Belastung am oberen Lastangriffspunkt	65
4.4.2. Lastfälle mit einer Belastung am unteren Lastangriffspunkt	72
4.4.3. Lastfälle mit einer Belastung am oberen und unteren Lastangriffspunkt	75
5. Zusammenfassung und Ausblick	78
Literaturverzeichnis	80
Abbildungsverzeichnis	III
Tabellenverzeichnis	VI
A. Anhang	VII

Abkürzungsverzeichnis

Abkürzung	Bedeutung
BSDU	Boom and Sail Deployment Unit
BSI	Boom Sail Interface
CBSU	Central Boom and Sail Unit
CFK	Kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff
CSCU	Central S/C Unit
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
ESS	Extendible Support Structure

Formelzeichen

Zeichen	Bedeutung	Einheit
A	Fläche	$[m^2]$
B	Ort der Krafteinleitung	$[-]$
E	Elastizitätsmodul	$\left[\frac{N}{m^2}\right]$
\vec{e}	Einheitsvektor	$[-]$
F	Kraft	$[N]$
h	Höhe	$[m]$
I	Flächenträgheitsmoment	$[m^4]$
l	Länge	$[m]$
M	Drehmoment	$[Nm]$
m	Masse	$[kg]$
n	Anzahl	$[-]$
p	Druck	$\left[\frac{N}{m^2}\right]$
R	Rotatorischer Freiheitsgrad	$[-]$
\vec{r}	Längenvektor	$[m]$
s	Weg	$[m]$
T	Translatorischer Freiheitsgrad	$[-]$
t	Zeit	$[s]$
α	Angriffswinkel in der x-y-Ebene	$[^\circ]$
β	Angriffswinkel in der x-z-Ebene	$[^\circ]$
η	Wirkungsgrad	$[-]$
σ	Verhältnis	$[-]$

1. Einleitung

Leichtbaustrukturen zeichnen sich durch hohe spezifische Festigkeiten und Steifigkeiten aus, weshalb sie insbesondere in der Luft- und Raumfahrttechnik eingesetzt werden. Neben diesen Eigenschaften nimmt die Transportfähigkeit in der Raumfahrt eine wichtige Rolle ein. Da die Trägerraketen bei Raumfahrtmissionen nur über einen begrenzten Stauraum verfügen, ist es essenziell bei der Konstruktion von großen Bauteilen wie Antennen und Sonnensegeln, Entfaltungsmechanismen zu integrieren. Am Institut für Faserverbundleichtbau und Adaptronik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. werden seit ca. 15 Jahren Masten aus kohlenstofffaserverstärktem Kunststoff (engl. Booms) entwickelt, welche sich aufgrund ihrer speziellen Querschnittsform zusammendrücken und aufrollen lassen. Verwendung finden die Booms bei dem in Abbildung A.18 dargestellten GOSSAMER-Projekt. Dabei wird mit Hilfe der Masten eine Solarsegel entfaltet, dass es ermöglicht, Satelliten nur durch Sonnenenergie anzutreiben.

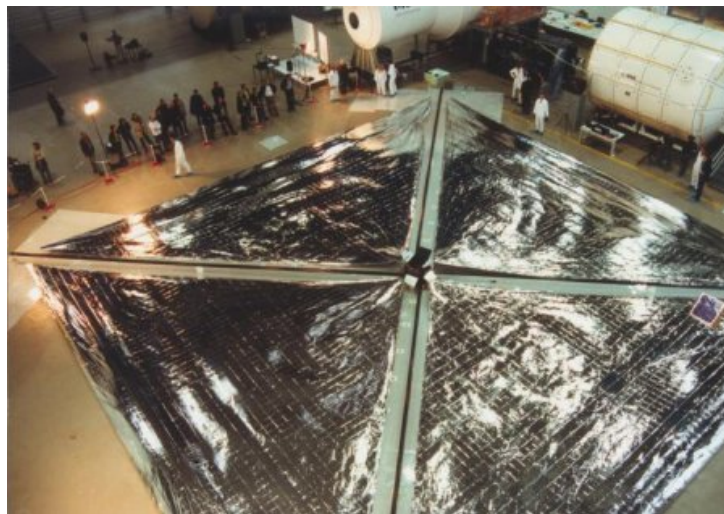


Abbildung 1.1.: GOSSAMER-1-Projekt im entfalteten Zustand, [11]

Abbildung 1.2 zeigt den Entfaltungsmechanismus des GOSSAMER-1 Projekts (engl. Boom and Sail Deployment Unit BSDU), in den der Mast (schwarz) aufgewickelt ist.

Der Abrollvorgang erfolgt mit Hilfe eines Elektromotors. Dieser Motor ist wichtig, um eine Selbstentfaltung der Masten zu verhindern. Die Strukturkennwerte wie Steifigkeiten und Festigkeiten von komplett ausgerollten Masten (ohne BSDU) sind aus zurückliegenden Versuchen bekannt. Ebenso wurde die BSDU getestet und für funktionstüchtig erklärt. Unbekannt ist hingegen die maximale Belastbarkeit der Masten in Kombination mit der BSDU, wie sie in Abbildung 1.2 zu sehen ist. Durch das Flachdrücken verringert sich die geschlossene Querschnittsfläche des Booms, was zu einer reduzierten Biegesteifigkeit führt. Daher wird der Mast während des Abrollvorgangs im Bereich vom flachgedrückten zum entfalteten Querschnitt durch die BSDU stark belastet.

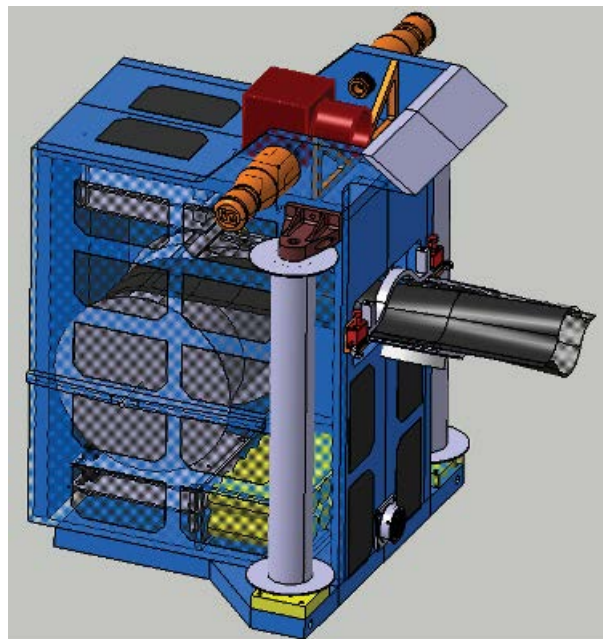


Abbildung 1.2.: Mechanismus zur Entfaltung des CFK-Booms, [15]

Ziel dieser wissenschaftlichen Arbeit ist es, eine Leistungsprüfstand zu entwickeln, basierend auf den Randbedingungen von GOSSAMER-1. Dafür werden zunächst die Belastungen ermittelt, welche während des Entfaltungsvorgangs auf den in Abbildung 1.2 dargestellten Mechanismus wirken. Um die Reaktion des Systems bezüglich der Belastungen korrekt darzustellen und Störeinflüsse zu vermeiden, ist es wichtig die im Weltall herrschende Schwerelosigkeit in der Konstruktion zu berücksichtigen. Dadurch lassen sich, bezogen auf die ermittelten Lastkombinationen qualitative Aussagen über die maximal ertragbaren Belastungen des zu testenden Systems treffen.

1.1. Das GOSSAMER-Projekt

Raumfahrzeuge, welche zur Fortbewegung Solarsegel verwenden, zeichnen sich durch eine treibstofflose Antriebstechnologie aus. Dabei wird der von den solaren Photonen erzeugte Strahlungsdruck p_S zum Antrieb des Raumfahrzeuges genutzt. Treffen die Photonen auf eine reflektierende Fläche (hier das Segel), wirkt durch die Impulsübertragung eine Druckkraft auf die Segelfläche, wodurch sich eine Antriebskraft erzeugen lässt. Der wirkende Druck, mit welcher das Segel angetrieben wird, beträgt in Erdnähe ca. $9,04 \frac{\mu N}{m^2}$ [7]. Mit zunehmender Nähe zur Sonne steigt der Strahlungsdruck und die Antriebskraft nimmt zu. Die erzielbare Beschleunigung ist gering, aber das Beschleunigungsvermögen aufgrund der treibstofflosen Antriebstechnologie nicht begrenzt. Daher eignen sich Solarsegelantriebe nur für Langstreckenmissionen.

Die Beschleunigung a des Solarsegels setzt sich aus folgenden Parametern zusammen:

- dem Wirkungsgrad η des Sonnensegels
- dem Strahlungsdruck p_S
- dem Verhältnis $\sigma = \frac{m_{gesamt}}{A_{Segel}}$
mit m_{gesamt} als Gesamtmasse des Systems und A_{Segel} als reflektierende Segelfläche

Sie berechnet sich über:

$$a = \frac{\eta \cdot p_S}{\sigma} \quad (2.1)$$

Folglich ist eine Erhöhung der Beschleunigung a nur über die Verbesserung des Wirkungsgrad η oder durch die Verringerung des Verhältnis σ möglich. Dabei hängt η neben den optischen Eigenschaften des verwendeten Segelmaterials auch von der Ebenheit des gespannten Segels ab. Abbildung 1.3 zeigt die Unebenheiten der Segelfläche im entfalteten Zustand. Violett dargestellt sind die Bereiche des Segels, welche durch die Zugkraft gespannt und somit in ihrer Lage eben sind. Die in grün dargestellten Bereiche, abgehend von den beiden äußeren Eckpunkten, sind aufgrund der Querkontraktion nicht ideal gespannt und beeinflussen dahingegen den Wirkungsgrad η negativ. Das Verhältnis σ lässt sich verringern, in dem die Gesamtmasse des Systems durch das Verwenden von ultraleichten Strukturen reduziert wird, oder eine Vergrößerung der Segelfläche stattfindet. Für ein Solarsegel mit einer Fläche von 104 m^2 beträgt $\sigma = 12 \frac{g}{m^2}$ [6].

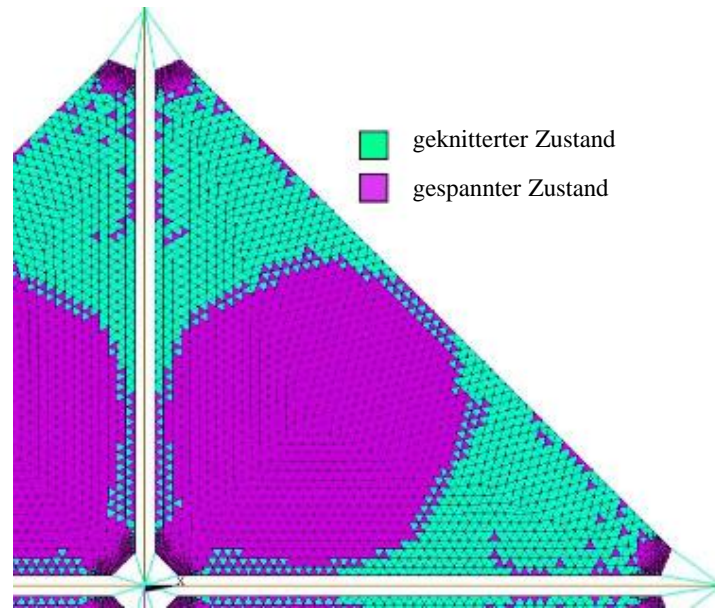


Abbildung 1.3.: Iterative Segelanalyse der Hauptspannungstrajektorien, [8]

Im Vergleich dazu wiegt ein Blatt Papier DIN A4 $80 \frac{g}{m^2}$. Dies verdeutlicht die Komplexität eines solarangetriebenen Raumfahrtzeugs und erklärt, warum die meisten Versuche in der Vergangenheit an ihrer Umsetzung gescheitert sind. Das DLR und die europäische Weltraumorganisation ESA haben im November 2009 das GOSSAMER-Projekt beschlossen, welches als Ziel eine zuverlässige und steuerbare solare Antriebstechnologie hat.

Das Projekt ist in drei Stufen unterteilt, welche sich in ihrer Komplexität und Dimension (Mastlänge, Segelfläche) unterscheiden [3]:

- GOSSAMER-1 Ziel: Sichere Entfaltung eines 5 m x 5 m Solarsegel in einer Höhe von 320 km
- GOSSAMER-2 Ziel: Sichere Entfaltung eines 20 m x 20 m Solarsegel in einer Höhe von 500 km
- GOSSAMER-3 Ziel: Sichere Entfaltung eines 50 m x 50 m Solarsegel in einer Höhe von 10000 km

In Abbildung 1.4 ist der allgemeine Systemaufbau des Gossamer-Projekts im entfalteten Zustand dargestellt. Es besteht aus einer zentralen Einheit (engl. Central S/C Unit CSCU) und vier Boom- und Segelentfaltungseinheiten (engl. Boom and Sail Deployment Unit

BSDU) an den äußeren Eckpunkten des Systems. Von dort verlaufen zwei gekreuzte CFK-Masten zur CSCU, wo sie fest eingespannt sind. Die Masten befinden sich im gestauten Zustand auf einer Trommel innerhalb der BSDU. Sie verleihen dem System die nötige Stabilität und ermöglichen das Aufspannen der Solarsegel.

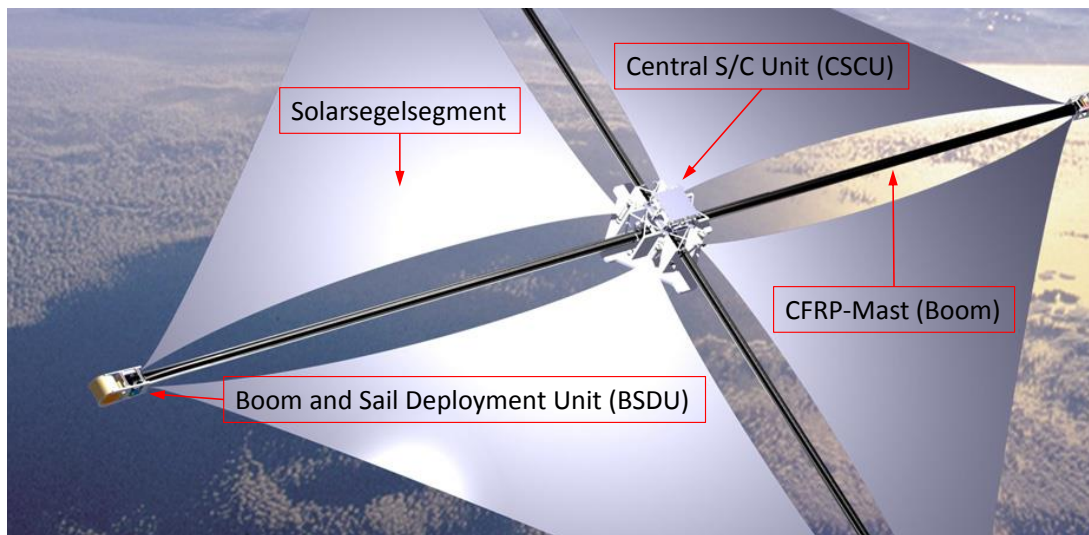


Abbildung 1.4.: Das GOSSAMER-Projekt, (Quelle: DLR)

1.2. Aufbau GOSSAMER-1

Da der zu konstruierende Prüfstand und die damit verbundenen Leistungstest auf der Projektbeschreibung von GOSSAMER-1 basieren, wird im folgenden Abschnitt der Aufbau des Systems erläutert.

Abbildung 1.5 zeigt zwei unterschiedliche Betriebszustände des GOSSAMER-Systems. Links ist der gestaute Zustand dargestellt, wie er während der Start und Transportphase auftritt. Die 4 BSDUs befinden sich direkt an der zentralen Mast- und Segelentfaltungseinheit (engl. Central Boom and Sail Unit CBSU). Die Masten und die Segel sind aufgerollt bzw. gefaltet, wodurch sich der Systemdurchmesser auf 84 cm reduzieren lässt. Die Höhe des Systems beträgt im gestauten Zustand 50 cm, wodurch sich ein Volumen von ca. 0,277 m³ ergibt. An jeder BSDU befindet sich links und rechts eine Segelspule, auf welche das Solarsegel aufgewickelt ist.

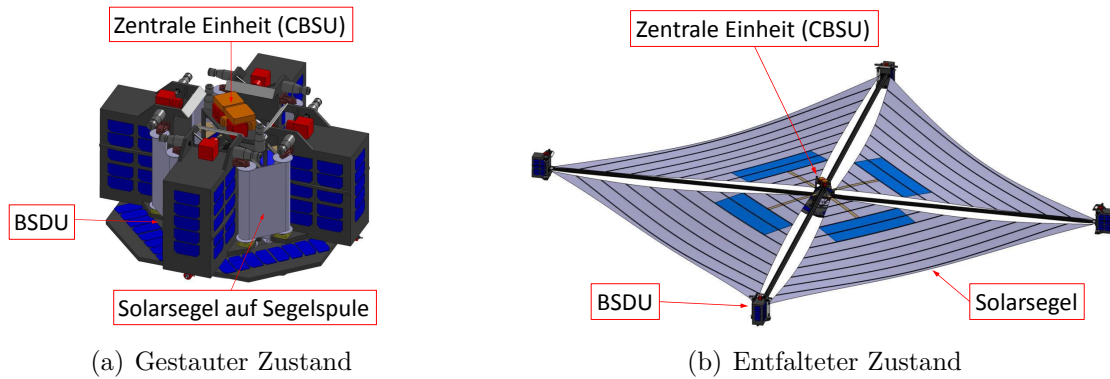


Abbildung 1.5.: Verschiedene Betriebszustände des GOSSAMER-1 System, (Quelle: DLR)

Das rechte Bild zeigt das System im voll ausgefahrenen Zustand. Die BSDUs sind von der CBSU getrennt und bilden die äußeren Begrenzungspunkte. Während des Entfaltungsprozesses verschieben sich die BSDUs linear entlang der jeweiligen Boomachse. Die Segelspulen bewegen sich daraufhin voneinander weg, wodurch sich das Segel entfaltet und zwischen den Masten aufspannt wird.

Vor der Entfaltung ist der Mast auf einer Trommel innerhalb der BSDU aufgerollt (vgl. Abb. 1.6).

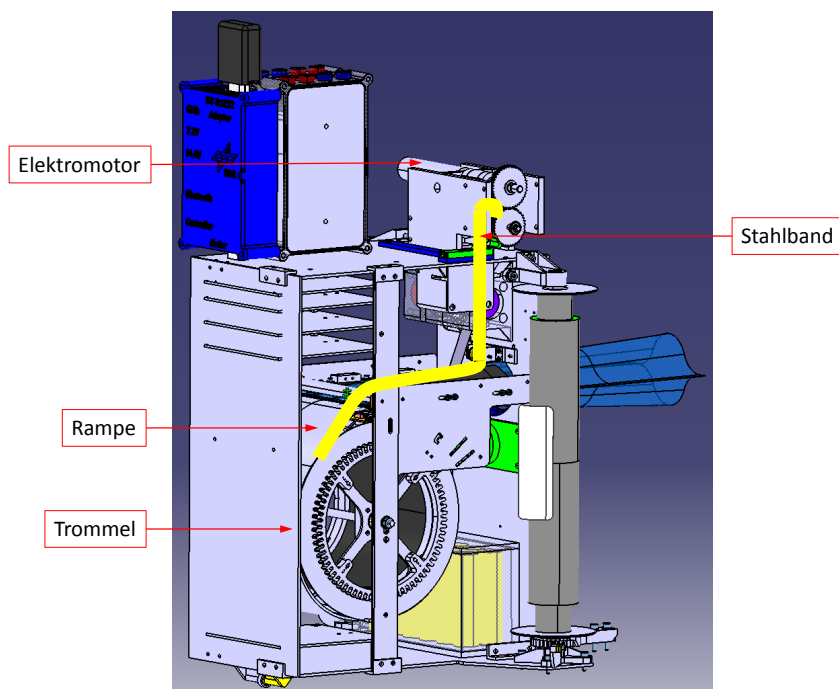


Abbildung 1.6.: Detailansicht BSDU, (Quelle: DLR)

Das Flachdrücken und Aufrollen der Masten ist aufgrund der speziellen Querschnittsform möglich, welche in Abschnitt 2.1.3 näher beschrieben wird. Die im aufgewickelten Zustand gespeicherte Formänderungsenergie führt zu einer Selbstentfaltung der Masten [14]. Um diesen Effekt zu unterbinden verläuft eine Rampe oberhalb der Trommel und gewährleistet, dass der Mast keine Querschnittsveränderung verübt. Im Anschluss an die Rampe wird der Mast über spezielle Führungslager zum Ausgang der BSDU geführt, wo die Entfaltung vom flachgedrückten in den entfalteten Zustand stattfindet. Die Entfaltungskraft entsteht durch ein Stahlband (gelb dargestellt), welches mit dem Mast auf die Trommel gewickelt wird. Das andere Ende des Stahlband ist dabei auf einer zweiten Spule aufgerollt, welche über Zahnräder mit dem Elektromotor verbunden ist (siehe Abb. 1.6). Dadurch wird ein kontrolliertes ausrollen bzw. entfalten der Masten gewährleistet. Weitere Vorteile die Entfaltungskraft über das Stahlband aufzubringen sind [5]:

- Ein Knicken der äußersten Wicklung durch axiale Kompression findet nicht statt
- Eine höhere Entfaltungskraft
- Direkte Einleitung der axialen Boombelastung in das Stahlband

Das Abrollen der Masten bewirkt, dass sich die BSDUs durch eine translatorische Bewegung entlang ihrer jeweiligen Boomachse von der CBSU entfernen. Der Entfaltungsprozess ist abgeschlossen, sobald die Masten komplett ausgefahren sind und die Segel sich aufgespannt haben.

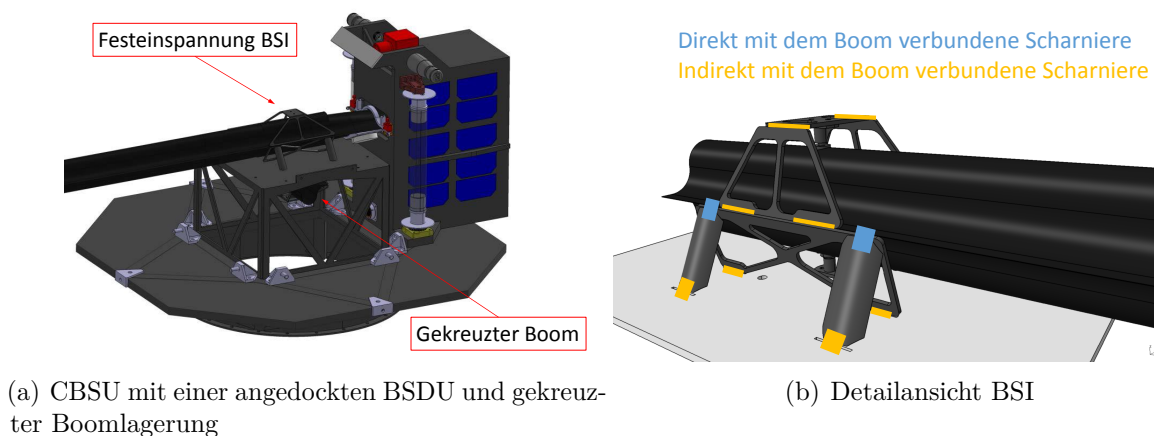


Abbildung 1.7.: Lagerung der CFK-Masten, (Quelle: DLR)

Die Lagerung innerhalb der CBSU wird durch eine federnde Einspannung der Masten realisiert, welche in Abbildung 1.7 dargestellt ist. In Bild (a) ist die Lage der CFK-Masten zueinander dargestellt. Dabei verlaufen die Booms in unterschiedlichen Höhen, wodurch ein überschneiden ihrer Achsen ermöglicht wird. Die Befestigung der Masten erfolgt innerhalb des Mast-Segel Interface (engl. Boom Sail Interface BSI). Bild (b) zeigt eine Detailansicht der BSI, in der die Scharniere zu erkennen sind, an denen der Mast befestigt ist. Dabei wird in direkt und indirekte Scharniere unterschieden. Auf jeder Seite ist der Boom über zwei Scharniere (blau) direkt mit dem Grundgerüst verbunden. Die restlichen Scharniere (orange) haben keinen direkten Kontakt mit dem Boom. Um die Funktion der Lagerung auch während der Mission beizubehalten, sind die Scharniere in der Lage thermale Deformationen zu ertragen [13].

2. Grundlagenbeschreibung von entfaltbare Weltraumstrukturen

Das folgenden Kapitel zeigt aktuelle Arten von entfaltbaren Raumfahrtstrukturen. Besonderer Beachtung gilt dabei den CFK-Masten, da diese für die Versuchsdurchführung relevant sind. Anschließend werden Möglichkeiten erläutert diese Mechanismen unter Erdgravitation zu testen.

2.1. Ultraleichte, entfaltbare Raumfahrtstrukturen

Ultraleichte, entfaltbare Strukturen sind notwendiger Bestandteil von Raumfahrtmissionen. Sie ermöglichen es sehr große Strukturen effektiv zu verstauen und nach Erreichen der Missionsumgebung wieder zu entfalten.

2.1.1. Antennen

Die Kommunikation eines Raumfahrtsystems zur Erde erfolgt mit Hilfe von Antennen, welche sich je nach Anforderung in ihrer Größe und Art unterscheiden. Bei sehr großen Antennen müssen daher Entfaltungsmechanismen installiert werden.

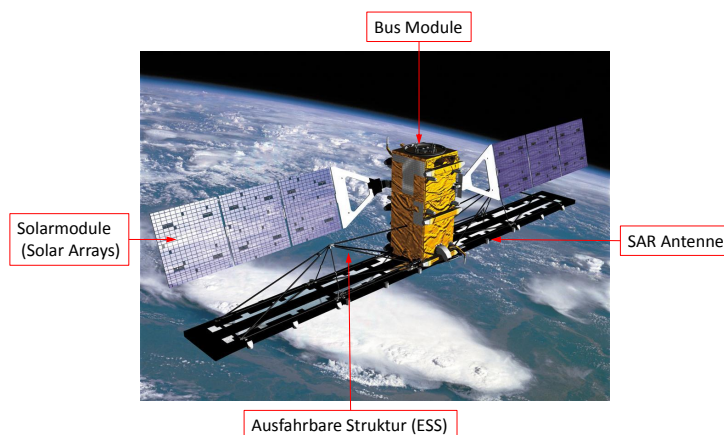
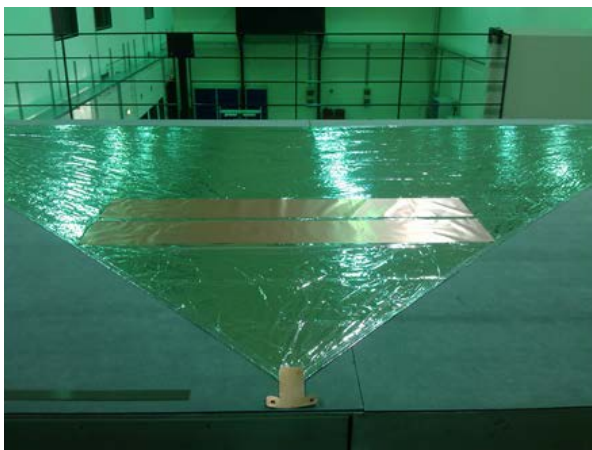


Abbildung 2.1.: SAR Satellit RADARSAT-2, in Anlehnung an [13]

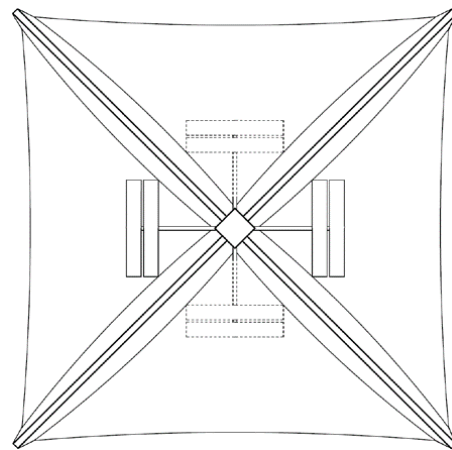
Abbildung 2.1 zeigt den kanadischen Satellit RADARSAT-2. In der Mitte befindet sich das Bus-Modul, in dem die Messtechnik und die Steuerelemente untergebracht sind. Am unteren Ende der Bus-Module befindet sich die SAR-Antenne, welche durch die ausfahrbare Struktur (engl. Extendible Support Structur ESS) in ihrer Lage stabilisiert wird [1]. Die Antenne besteht dabei aus vier entfaltbaren und einem starren Panel [13]. Zur Energieversorgung des Systems befinden sich oberhalb der Antenne Solarmodule (engl. Solar Arrays).

2.1.2. Segel

Solarsegel dienen, wie in Abschnitt 1.1 beschrieben, dem treibstofflosen Antrieb von Raumfahrzeugen. Eine weitere Einsatzmöglichkeit bieten De-Orbit-Missionen. Aufgrund der steigenden Anzahl von Weltraumschrott in den erdnahen Umlaufbahnen stellen abgeschaltete Satelliten eine erhebliche Gefahr für andere Raumfahrzeuge dar. Die Idee von De-Orbit-Segeln besteht darin, Satelliten mit Segeln auszustatten, wodurch sie am Ende ihrer Einsatzzeit abgebremst werden, sodass sie in die Erdumlaufbahn gelangen und verglühen [5].



(a) Solarsegel am Abschluss der Fertigung auf einem Vakuumsaugtisch



(b) Schematische Darstellung des Segels

Abbildung 2.2.: Solarsegel-Design GOSSAMER-1, (Quelle: DLR)

Abbildung 2.2 (a) zeigt das verwendete Solarsegel für GOSSAMER-1. Es wird aus einer $7\text{ }\mu\text{m}$ dicken Polyamidfolie (grün) hergestellt, auf welcher die zwei Solarzellen (braun) aufgeklebt sind. In Abbildung 2.2 (b) ist die Anordnung der Solarzellen schematisch dargestellt. Dabei befinden sich die Solarzellen des linken und rechten Segelsegments auf der Oberseite, die Zellen des unteren und oberen Segments auf der Unterseite (gestrichelt dargestellt).

2.1.3. Booms/Masten

Bei Solarsegel-Missionen nehmen die CFK-Masten eine entscheidende Rolle ein, da sie dem System die nötige Stabilität verleihen. Sie müssen in der Lage sein, die während der Segelentfaltung auftretenden Belastungen zu ertragen.

Für das GOSSAMER-1-Projekt ist zu beachten, dass die Entfaltung der Masten kontrollierbar erfolgt. Die dafür verwendeten Mechanismen wurden 2009 mit Hilfe von Parabelflügen erfolgreich getestet [2]. Die Masten verlaufen bei GOSSAMER-1, wie in Abschnitt 1.2 beschrieben, gekreuzt und sind über die BSI fest mit der Struktur des Systems verbunden. Die Gesamtlänge beträgt 8,6 m und setzt sich aus zwei Boomsegmenten von 4,3 m zusammen, welche an der BSI miteinander verbunden sind.

In Abbildung 2.3 ist der Querschnitt des GOSSAMER-1 Booms dargestellt. Gefertigt wird er aus zwei CFK-Halbschalen mit einem Ω -Querschnitt.

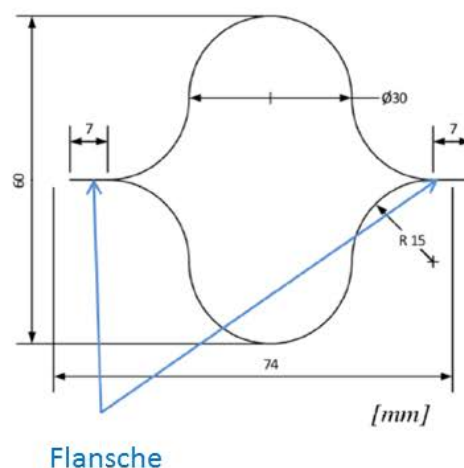


Abbildung 2.3.: Querschnitt des GOSSAMER-1 Mast, (Quelle: DLR)

Bei dem verwendeten Material (LTM®123CF1400, CYTEC Industries Inc., USA) handelt es sich um eine $0^\circ/90^\circ$ Prepeg-Schicht mit einer Dicke von 0,14 mm, wobei die 0° -Schicht entlang der Boomachse verläuft.

Die beiden Ω -Halbschalen sind an den Flanschen (in Abb. 2.3 blau dargestellt) miteinander verklebt, wodurch ein geschlossener Querschnitt mit einer Breite von 74 mm und einer Höhe von 60 mm entsteht.

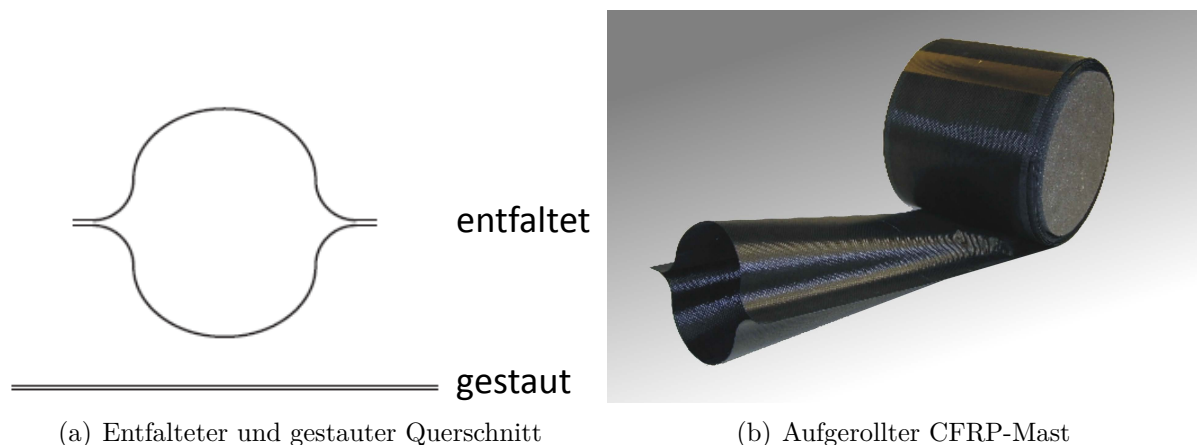


Abbildung 2.4.: CFRP-Mast, in Anlehnung an [13]

Abbildung 2.4 (a) zeigt die verschiedenen Querschnitte des Booms. Im entfalteten Zustand besitzt der Mast den oben beschriebenen doppel- Ω -Querschnitt. Zur effektiven Verstaueung wird der Mast plattgedrückt und aufgerollt, wodurch er elastisch verformt wird. Im flachgedrückten Zustand ist die umschlossene Fläche des CFK-Masts sehr viel kleiner als im entfalteten Zustand (vgl. Abb. 2.4 (a)). Die Biegesteifigkeit in axialer Richtung nimmt in diesem Fall deutlich ab. Zu erklären ist dieser Effekt, da sich die Biegesteifigkeit aus dem Produkt des Elastizitätsmoduls E und dem Flächenträgheitsmoment I ergibt. Beim Flächenträgheitsmoment handelt es sich nicht wie beim Elastizitätsmodul um einen Materialkennwert, sondern um eine geometrische Größe des Querschnitts [4]. Die dadurch geringe Biegesteifigkeit im plattgedrückten Zustand ermöglicht das anschließende Aufrollen des Booms, welches in Abbildung 2.4 unter (b) dargestellt ist. Durch die gespeicherte Formänderungsenergie nimmt der Mast beim Ausfahren wieder seine ursprüngliche Querschnittsform an. Basierend auf dieser Erkenntnis, wird im Hinblick auf die Versuchsdurchführung der Bereich in dem der Mast vom plattgedrückten Zustand in den ursprünglichen Zustand übergeht als kritisch angesehen. Daher wird davon ausgegangen, dass der Mast mit wachsender Belastung an dieser Stelle versagen wird.

2.2. Test von ultraleichten Raumfahrtstrukturen unter Erdgravitation

Die Auslegung der in Abschnitt 2.1 beschriebenen ultraleichten Raumfahrtmechanismen basiert in der Regel auf den herrschenden Umgebungsbedingungen im Weltall. Dabei spielt neben der hohen thermischen Belastung vor allem die Schwerelosigkeit eine entscheidende Rolle. Die Gravitationskraft wirkt bei Testdurchführungen unter Erdschwere als Störgröße und kann das Entfaltungsverhalten stark beeinflussen. Besonders sensibel reagieren sehr lange Leichtbaustrukturen (sog. Gossamerstrukturen) auf die Gravitation, was zu fehlerhaften Messergebnissen führen kann. Mit zunehmender Länge ist das Bauteil nicht mehr in der Lage sein Eigengewicht zu tragen, woraufhin es zu einem Strukturversagen kommt [10]. Daher ist es wichtig die Strukturen mit Hilfe von Gravitationskompensationssysteme zu entlasten, jedoch gleichzeitig das Systemverhalten nicht zu stark einzuschränken. Wird ein Gravitationskompensationssystem verwendet, kommt es ebenfalls zu einer Interaktion mit dem Testobjekt was sich wiederum auf das Entfaltungsverhalten der Strukturen auswirkt. Für die jeweilige Testdurchführung muss somit ein Kompromiss der Vor- bzw. Nachteile einer Kompensation gefunden werden [5]. Des Weiteren ist die Kompensation der Erdgravitation wichtig, um die vorliegenden Umgebungsbedingungen bei On-Ground-Tests näherungsweise darzustellen [10]. Grundsätzlich unterscheiden sich die Verfahren hinsichtlich ihrer Methodik. Dabei wird unterschieden in [12]:

- Mechanische Gravitationskompensation (z.B: Seilsysteme)
- Gravitationskompensation durch Auftriebskraft (z.B: Heliumballons)
- Pneumatische Gravitationskompensation (z.B: Luftkissen)
- Physikalische Gravitationskompensation (z.B: Parabelflüge)

Im Folgenden werden verschiedene Möglichkeiten beschrieben, CFK-Masten unter Erdgravitation zu testen. Dabei werden die Verfahren hinsichtlich ihrer Nutzbarkeit für den zu konstruierenden Leistungsprüfstand beurteilt. Es ist zu erwähnen, dass es eine Vielzahl weiterer Verfahren gibt mit denen es möglich ist die Erdschwere zu kompensieren.

2.2.1. Mechanische Kompensation durch verschiebbare Seilaufhängung

Die folgende Methode zur Gravitationskompensation wird anhand eines De-Orbit Satelliten erläutert. Im Vergleich zum Biegetest stehen in diesem Versuch nicht die statischen Belastungen der Masten im Vordergrund, sondern die vollständige Entfaltung des Systems. Durch die Gravitationskompensation ist es möglich die Wechselwirkung zwischen den Masten, den Segelsegmenten und dem zentralen Satellitensystem zu analysieren. Dabei ist es wichtig, dass sowohl die dynamischen Effekte, als auch die Verschiebungen und Rotationen durch das Kompensationssystem nicht zu sehr beeinflusst werden [5]. Der gesamte Versuchsaufbau ist in Abbildung 2.5 dargestellt und besteht aus dem Gravitationskompensationssystem und dem De-Orbit Satellitensystem. Die Kompensation erfolgt mit Hilfe von Seilen, die an einem gekreuzten Aluminiumrahmen befestigt sind, wodurch der Einfluss der Erdgravitation weggesteuert minimiert wird [10]. Dadurch ist eine Regelung der Auftriebskraft mit zunehmender Entfaltung nicht nötig, was der Komplexität solcher Systeme entgegenkommt [9]. Die Seile unterstützen die Struktur des De-Orbit Systems und verhindern somit das Versagen unter Eigenlast. Im Zentrum des Rahmens ist ein Motor angebracht, der die Bewegung der Schieber ermöglicht und regelt. Diese verfahren dabei auf Führungsschienen entlang der Rahmenstruktur und sind durch die Seile mit der jeweiligen Mastspitze verbunden.

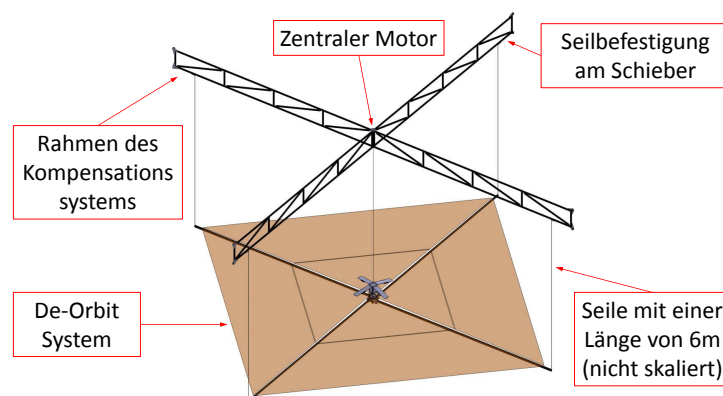
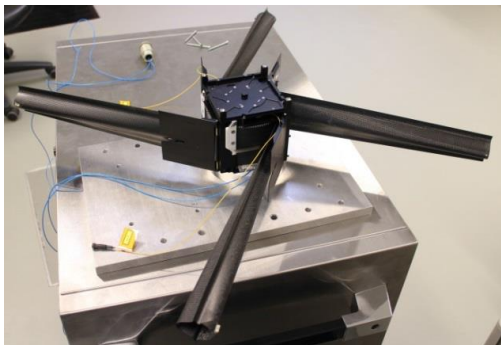
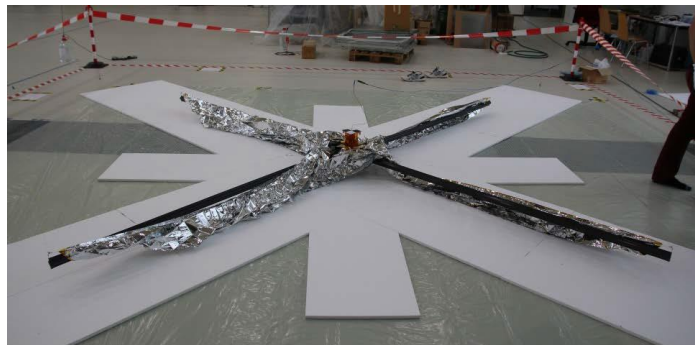


Abbildung 2.5.: Schematischer Versuchsaufbau zur Durchführung von Entfaltungstests, in Anlehnung an [5]

Bei der Entfaltung kommt es zu einer Rückstellkraft durch die Gravitation. Verschiebt sich der Boom aufgrund asymmetrischer Segelentfaltung quer zur Führungsschiene, tritt durch die Rückstellkraft eine Querkraft auf. Um diesem Effekt entgegenzuwirken wird eine Seillänge von 6 m gewählt. Dadurch verringert sich der Winkel und der Einfluss der Rückstellkraft auf das Entfaltungsverhalten wird minimiert [5]. Eine Störkraft quer zur Segelebene hat dahingegen einen starken Einfluss, da im Vergleich zum GOSSAMER-Projekt der Mastquerschnitt um 90° gedreht (siehe Abb. 2.6 (a)) ist.



(a) Mastmodul



(b) Entfaltungsfläche mit Bodenisolierung

Abbildung 2.6.: De-Orbit-Mastmodul und Darstellung der Entfaltungsfläche, in Anlehnung an [5]

Aufgrund dieser Querschnittslage verfügen die Masten in der horizontalen Ebene nur über eine geringe Biegesteifigkeit. Folglich besteht die Gefahr, dass die Masten durch die Seile im Übergangsbereich vom plattgedrückten Querschnitt zur entgültigen Querschnittsform beulen bzw. knicken. Die Entfaltungstest werden in einer geringen Höhe über dem Boden durchgeführt. Dabei wurde beobachtet, dass je nach verwendetem Segelmaterial die Reibung und die statische Aufladung zwischen Segel und Boden starken Einfluss auf die Entfaltung haben. Um die Reibung der Segelmembran möglichst zu reduzieren, werden bei komplexen Versuchsdurchführungen pneumatische Systeme wie Luftkissen zur Gravitationskompensation verwendet. Da diese jedoch selbst mit der Membran interagieren, ist es schwierig die Aufladung komplett zu kompensieren [5]. Bei den Entfaltungstest des De-Orbit Systems werden zur Minimierung Schaumstoffplatten auf den Boden gelegt (vgl. Abb. 2.6(b)), was eine kostengünstige Alternative darstellt. Testdurchführungen zeigen, dass der Entfaltungsprozess mit Kompensation deutlich näher an der tatsächlichen Entfaltung im Weltall liegt als bei Tests ohne Kompensation unter Erdschwere [5].

2.2.2. Mechanische Kompensation durch Gegengewichte

Der in Abbildung 2.7 dargestellte Versuchsaufbau ist eine weitere Möglichkeit den Einfluss der Erdschwere mechanisch über Seile zu kompensieren. Ziel dieses Versuchsaufbau ist es, durch quasi statische Biegetests, die Biegesteifigkeit von CFK-Masten zu ermitteln [9]. Aufgrund der Mastlänge von 13,8 m werden bei der Versuchsdurchführung insgesamt sechs der in Abbildung 2.7 dargestellten Systeme zur Unterstützung verwendet. Es besteht aus einem Schienensystem in dem ein Wagen beweglich montiert ist, wodurch eine laterale Verschiebung ermöglicht wird. Die Verbindung zwischen dem Wagen und dem Balken, an dem das verschiebbare Gegengewicht und die Schaumstofflagerung des CFK-Mast angebracht ist, wird durch eine dünne Schnur hergestellt. Dadurch reagiert das System sehr empfindlich auf mögliche Verdrehungen des Balkens.

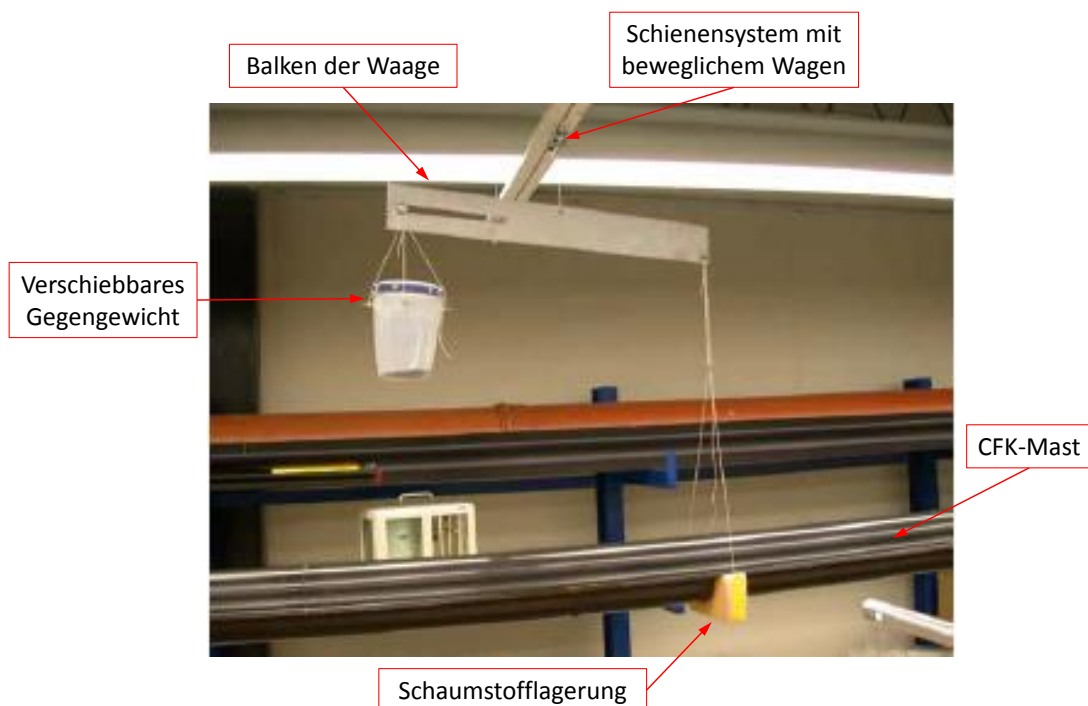


Abbildung 2.7.: Gravitationskompensation mit Hilfe von Gegengewichten, in Anlehnung an [12]

Die Verschiebung des Gegengewichts wird durch ein Langloch im Balken der Waage ermöglicht, wodurch eine präzise Ausrichtung des Booms gewährleistet wird.

Um Deformationen in den Auflagebereichen zu vermeiden, werden Schaumstofflagerungen verwendet, die der Querschnittsform des CFK-Booms angepasst sind. Der Mast ist einseitig festeingespant und die Biegebelastung erfolgt auf der anderen Seite senkrecht zur Gravitationskraft [12].

2.2.3. Auftriebskompensation durch Heliumballons

Analog zum Seiltest erlaubt die folgende Methode Entfaltungstests von ultraleichten Strukturen unter Erdschwere. Dabei werden gefüllte Heliumballons verwendet, mit denen der Einfluss der Gravitation ausgeglichen wird (vgl. Abb. 2.8 links). Der entscheidende Vorteil gegenüber den bisherigen Systemen ist die kraftgesteuerte Kompensation der Schwerkraft [10]. Ermöglicht wird dies durch Wassertanks (siehe rechtes Bild in Abb. 2.8), die mit den Ballons verbunden sind. Mit steigendem Entfaltungsgrad des zu testenden Systems erhöht sich die zu stützende Masse der Bauteilstruktur. Um diesen Effekt zu kompensieren befinden sich an den Wassertanks Ventile, die das Ablassen von Wasser ermöglichen. Dadurch wird der Auftrieb erhöht und es findet eine Gravitationskompensation statt. Ein weiterer Vorteil ist, dass aufgrund der Gewichtsreduktion das System mit zunehmender Entfaltung an Trägheit verliert und somit eine bessere Abbildung des tatsächlichen Entfaltungsverhalten erzielt wird [10].



Abbildung 2.8.: Heliumballons zur Gravitationskompensation, in Anlehnung an [9]

Die Regelung der Auftriebskraft erfolgt durch eine Abstandsmessung zwischen der Struktur und einer festgelegten Bodenaufstandsfläche. Dies kann sowohl manuell als auch automatisiert erfolgen.

Bei der manuellen Steuerung erfolgt die Gewichtsreduktion mit Hilfe eines Hebels. Dieser reagiert auf die Höhenabnahme der Struktur und öffnet das Ventil solange bis genügend Auftrieb erzeugt ist und die Struktur wieder die Ausgangshöhe erreicht hat. Eine durch Sensorik ermöglichte Steuerung ist dahingegen vorteilhaft, da der Kompensationsprozess vollkommen automatisch geregelt wird. Dabei erfolgt die Abstandsmessung beispielsweise mit Hilfe von Lasertechnik oder Ultraschall [10]. Trotz der erzielbaren Verbesserung hinsichtlich der Gravitationskompensation sind auch solche System noch weit von der Null-Gravitation entfernt. Zur Realisierung einer annähernd idealen Schwerelosigkeit gibt es entweder die Möglichkeit In-Orbit Testmissionen durchzuführen oder mit Hilfe von Parabelflügen für einen begrenzten Zeitraum den Zustand der Schwerelosigkeit zu erreichen [2].

2.2.4. Physikalische Kompensation durch Parabelflüge

Im Februar 2009 wurde vom DLR die sogenannte ZERO-G Kampagne durchgeführt, dessen Ziel die Prüfung der Selbstentfaltung und die Verifikation verschiedener Kontrollentfaltungskonzepte für CFK-Masten war. Als Testumgebung diente dabei der Airbus A300 ZERO-G der französischen Firma NOVESPACE, welcher in Abbildung 2.9 schematisch dargestellt ist. Unterteilen lässt sich die im Rumpf des Flugzeugs befindliche Versuchsfläche (20 m x 5 m) in drei verschiedene Bereiche:

1. Bereich zur Entfaltung des Prüflings
2. Bereich zur Lagerung der bereits getesteten Masten
3. Bereich zur Verstauung der noch aufgewickelten Masten

Aufgenommen werden die Versuche durch insgesamt acht verschiedene Kameras. Sieben davon befinden sich entlang der Bereiche 1 und 2, die letzte ist an dem Testgerüst in Bereich 3 installiert.

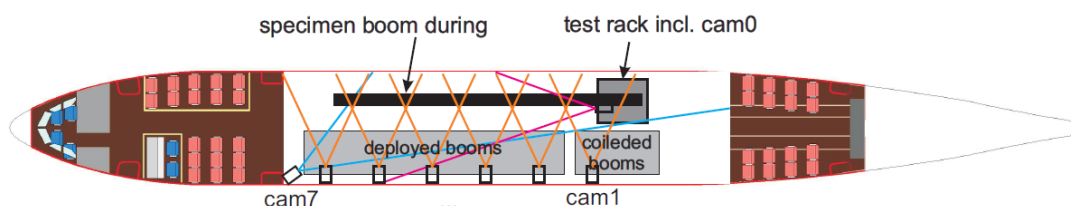


Abbildung 2.9.: Versuchsaufbau im A300 ZERO-G, [14]

Parabelflüge fallen unter die Kategorie physikalische Gravitationskompensation und sind aufgrund des hohen Aufwands sehr kostenintensiv. Der Vorteil dieser Methode ist, dass die Testdurchführung unter annähernd idealer Schwerelosigkeit stattfindet. Die Zeit der Schwerelosigkeit beträgt 22 Sekunden und wird durch die parabolische Flugbahn und die Schubregelung erzeugt [14].

Die Prüfung der Selbstentfaltung aufgrund der gespeicherten Energie in den Masten ist in Abbildung 2.10 dargestellt. Die Bilder (a) bis (d) zeigen die Selbstentfaltung mit fortschreitender zeitlicher Entwicklung. Der Beginn der Selbstentfaltung in Bild (a) wird von einem Mitarbeiter ausgelöst, in dem er einen Impuls auf den aufgewickelten Mast gibt [14]. Mit fortschreitender Zeit ist die chaotische Selbstentfaltung des Booms zu sehen. Es bilden sich viele Knickstellen, die den Boom beschädigen können. Daher ist ein System zur kontrollierten Entfaltung bei Missionen mit CFK-Masten zwingend erforderlich.

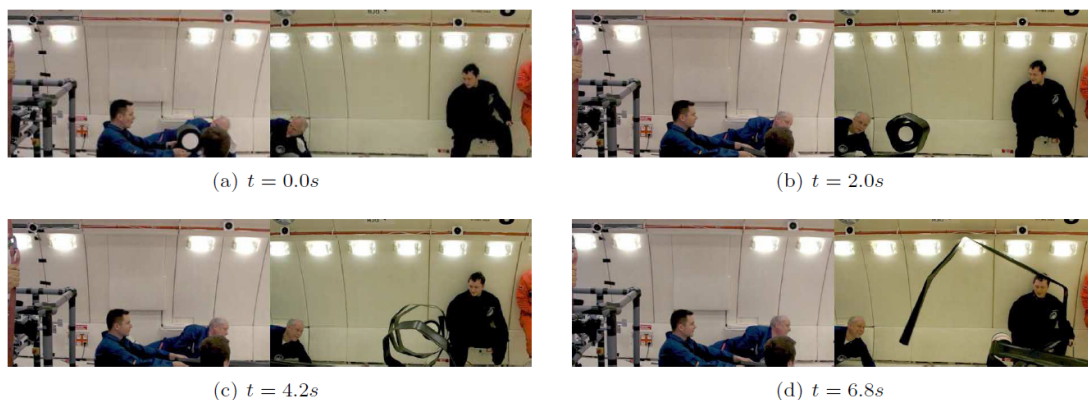


Abbildung 2.10.: Dokumentation der Selbstentfaltung im A300 ZERO-G, [14]

Obwohl die Gravitationskompensation bei Parabelflügen nahezu ideal stattfindet, kommt es, wie in Abbildung 2.11 gezeigt zu minimalen Abweichungen im Hinblick auf eine ideale Null-Gravitation. Dargestellt sind die Gravitationswerte der drei Achsen über die Zeit eines Parabelfluges. Dabei verläuft die x-Achse des Koordinatensystems (rot) entlang des Flugzeugrumpfs, die in grün dargestellte y-Achse entlang der Tragflügel und die z-Achse vertikal. Die größten Abweichungen treten in x- und z-Richtung zu Beginn der Parabel auf, was mit der Lageänderung des Flugzeugs zu erklären ist. Nach ca. drei Sekunden liegen die Abweichung im Betrag unter $0,03 \frac{m}{s^2}$.

Diese Abweichungen sind im Vergleich zu den am Erdboden verwendeten Kompensationssysteme sehr gering und folglich werden die Umgebungsbedingungen nahezu ideal dargestellt.

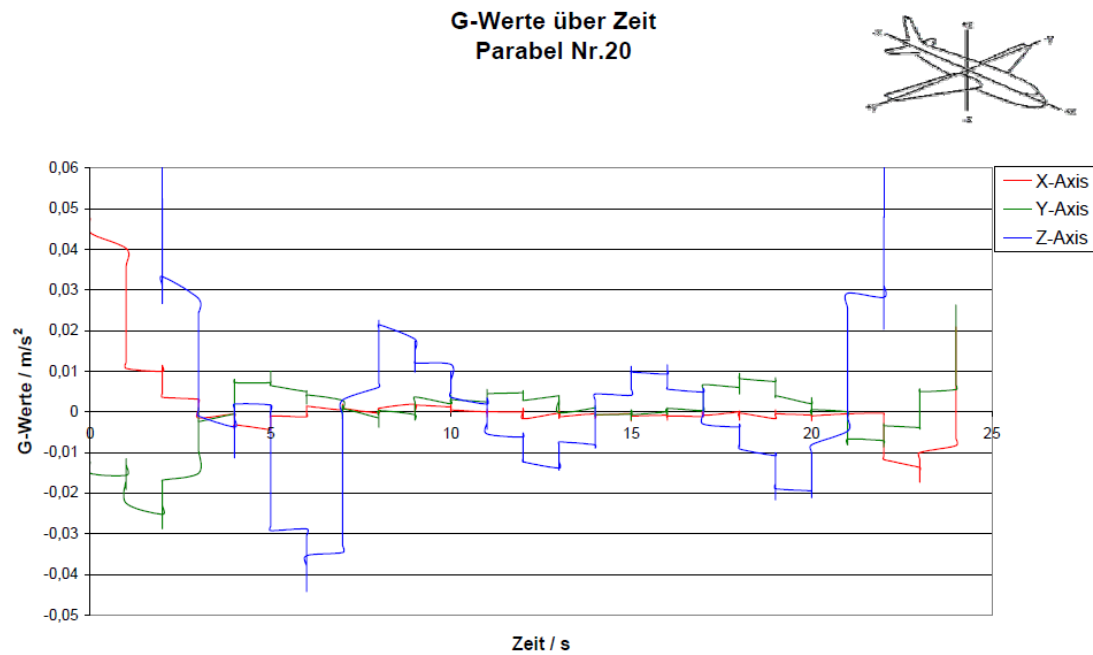


Abbildung 2.11.: Aufzeichnung der Gravitation während einer Parabel mit dem A300 ZERO-G, [12]

2.3. Beurteilung der vorgestellten Kompensationssysteme

Zusammenfassend sind in Tabelle 2.1 die jeweiligen Vor- und Nachteile der beschriebenen Gravitationskompensationssysteme aufgelistet, wodurch eine Beurteilung über die Eignung im Bezug auf die geplanten Belastungstest möglich ist. Dabei wird deutlich, dass die Systeme sich aufgrund ihrer unterschiedlichen Methodik in ihren Eigenschaften erheblich unterscheiden.

Tabelle 2.1.: Übersicht der Kompensationssysteme und ihre Eigenschaften

System	Kosten	Aufwand	Zugelassene Freiheitsgrade	Eignung
1. Seilaufhängung	gering	gering	mittel	mittel
2. Gegengewichte	gering	gering	gering	gering
3. Heliumballons	gering	mittel	hoch	mittel
4. Parabelflüge	hoch	hoch	hoch	gering

Die geplante Versuchsdurchführung ist mit Hilfe der mechanischen Seilaufhängung prinzipiell durchführbar. Durch die Seile wird die Schwerkraft des Gesamtsystems kompensiert und eine quasi statische Mastentfaltung ermöglicht. Ein weiterer Vorteil ist der relativ einfache Systemaufbau und die damit verbundenen Kosteneffizienz. Entscheidender Nachteil dieses Gravitationskompensationssystems ist die limitierte Beweglichkeit der Seile in der Segelebene. Wird die Testdurchführung mit einem voll entfaltetem Mast durchgeführt, ist davon auszugehen, dass die BSDU große Verschiebungen quer zur Mastachse verführt. Diese Bewegung wird durch die Rückstellkraft der Gravitation stark eingeschränkt, wodurch die Messergebnisse negativ beeinflusst werden.

Die horizontale Ausrichtung des CFK-Masts bei der Kompensation durch Gegengewichte ist für die Durchführung der geplanten Belastungstests vorteilhaft, da die nötige Krafteinleitung in der Mastebene stattfindet. Um den Aufwand zu reduzieren ist das Kompensationssystem einfach aufgebaut, wodurch hohe Kosten vermieden werden. Als Nachteil stellen sich die Einzelsysteme zur Unterstützung der Maststruktur heraus. Aufgrund des geringen spezifischen Gewichtes von nur $38 \frac{g}{m}$ und einer maximalen Mastlänge von 3,8 m, ist davon auszugehen, dass eine zusätzliche Mastunterstützung nicht benötigt wird. Primär gilt es den Einfluss der Gravitation an den Systemen BSI und BSDU zu kompensieren, welche an den Enden des CFK-Mastes sitzen. Gleichzeitig soll die BSDU während der quasi statischen Entfaltung möglichst wenig in ihrer Bewegungsfreiheit eingeschränkt werden. Der Vorteil die Erdschwere mit Hilfe von Heliumballons auszugleichen, liegt in der kraftgesteuerten Kompensation. Das Kompensationssystem ist in der Lage, sich der variierende

Gravitationskraft während des Entfaltungsprozesses anzupassen und diese auszugleichen. Zudem wird die Systementfaltung in ihrer Bewegung (Freiheitsgrade) kaum eingeschränkt. Im Vergleich zu den bisher beschriebenen Kompensationssystemen ist der Aufbau der Anlage jedoch relativ aufwändig und die Kompensation dient hauptsächlich der Mastunterstützung. Wie bereits erläutert, ist während den Belastungstests nicht davon auszugehen, dass eine zusätzliche Unterstützung der Maststruktur benötigt wird. Deshalb wird bei der Versuchsdurchführung auf den Einsatz von Heliumballons verzichtet.

Parabelflüge erzeugen eine nahezu perfekte Schwerelosigkeit, jedoch nur für eine Zeit von ca. 21 Sekunden, was eine Durchführung der Belastungstests unmöglich macht. Als weitere Nachteile sind die lange zeitliche Planung und die hohen Kosten zu nennen. Zu dem ist die Versuchsfläche durch den Flugzeugrumpf räumlich stark beschränkt.

3. Der Leistungsprüfstand

Im folgenden Abschnitt werden zunächst die Kraft- und Momentenkombinationen ermittelt, welche in der Konstruktion zu berücksichtigen sind. Anschließend wird das verwendete Gravitationskompensationssystem vorgestellt und der Versuchsaufbau erläutert.

3.1. Kraft- und Momentenkombination

Aus dem in Abschnitt 1.2 erläuterten Aufbau des GOSSAMER-1 Projekt lassen sich die während der Entfaltung auftretenden Kraft- und Momentenkombinationen ableiten. Diese sind für die spätere Versuchsdurchführung entscheidend, um ein möglichst realitätsgetreues Systemverhalten wiederzugeben. Zum besseren Verständnis ist in Abbildung 3.1 ein Segelsegment schematisch dargestellt.

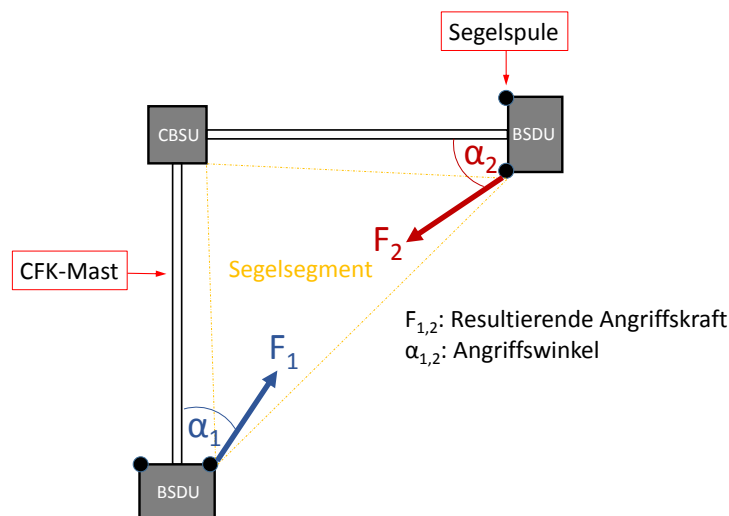


Abbildung 3.1.: Modellierung eines Segelsegments, (Zur Verfügung gestellt im Rahmen von Gossamer-1, Patric Seefeldt, DLR Institut für Raumfahrtssysteme Bremen)

Ausgehend von der CBSU verlaufen zwei CFK-Masten senkrecht zueinander, zwischen welchen das Segelsegment aufgespannt ist.

An den äußeren Enden der Masten befindet sich jeweils eine BSDU. Der Lastangriffspunkt der Segelentfaltungskraft (F_1 bzw. F_2) befindet sich an den Segelspulen der BSDU. Die Richtung der Kraft ist abhängig von dem dazugehörigen Angriffswinkel und variiert angesichts unterschiedlicher Kraftverläufe während der Entfaltung. Zur Verdeutlichung sind in Abbildung 3.2 die Angriffswinkel α_1 und α_2 über die Segelentfaltung aufgetragen. Die Schwingungen der Messwerte resultieren hauptsächlich aus den verbauten Bremsen an den Segelspulen. Diese werden benötigt, um eine frühzeitige Abwicklung des Segels von den Spulen zu verhindern. Dabei greift ein Federelement am unteren Ende der Segelspule in ein Zahnrad und verursacht ein Bremsmoment, welches die Rotation der Spule blockiert. Somit ist ein Abrollen des Segels nur bei einer vorhandenen Zugkraft möglich, wodurch das Aufspannen garantiert wird.

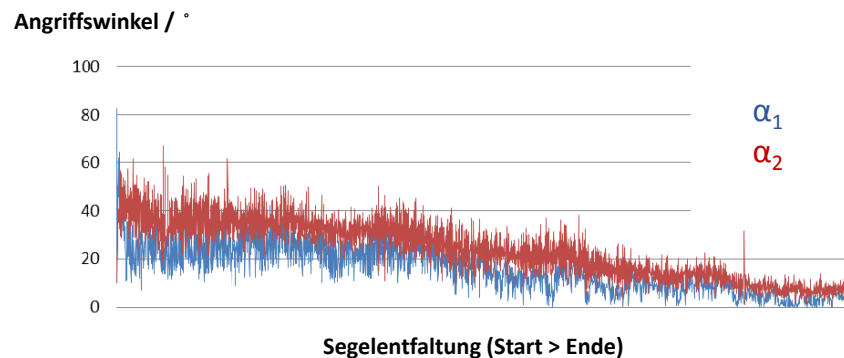


Abbildung 3.2.: Winkel zwischen Boom und Segelentfaltungskraft als eine Funktion der Segelentfaltung, (Zur Verfügung gestellt im Rahmen von Gossamer-1, Patric Seefeldt, DLR Institut für Raumfahrtssysteme Bremen)

Der Kraftangriffswinkel α variiert während der Entfaltung zwischen den Extremfällen von 45° und 15° , wobei sich nach der Entfaltung ein Winkel von 23° einstellt [16]. Aus der Winkelvariation, lassen sich Aussagen über die Kraftverläufe während der Entfaltung ableiten. Zu Beginn der Entfaltung ist das gefaltete Segel komplett aufgerollt und die Werte der Angriffswinkel liegen bei ca. 45° . Folglich liegt ein Kraftverlauf entlang der Segelhypotenuse vor (vgl. Abb 3.1). Mit zunehmender Entfaltung verringern sich die Angriffswinkel α_1 und α_2 , da die axialen Anteile F_{Lx} , F_{Rx} der Segelkräfte zunehmen (siehe Abbildung 3.2). Es kommt sowohl zu Kraftverläufen entlang der Hypotenuse des Segels als auch entlang der Mastachsen. Das Ziel der Versuchsdurchführung ist die Ermittlung der maximalen Belastung von Mast und Mechanismus.

Die Belastungsgrenze hängen dabei stark von den unterschiedlichen Last- und Momentenkombinationen ab. Zur Erläuterung der wirkenden Kräfte ist in Abbildung 3.3 das System schematisch in der x-y Ebene dargestellt. Die Segelkräfte F_R und F_L verlaufen von der linken bzw. rechten Segelspule zum jeweiligen Punkt an welchem die Kraft eingeleitet wird (B_L, B_R). Durch eine Positionsverschiebung von B_L bzw. B_R variieren die Lastangriffswinkel α_R und α_L . Die Boomachse entspricht der x-Richtung des Koordinatensystems, die y-Richtung verläuft positiv nach oben und die z-Achse zeigt aus der Bildebene hinaus. Durch das Entfalten des Booms führt die BSDU eine größtenteils in x-Richtung verlaufende Verschiebung aus. Die variable Δx gibt dabei die erreichte Länge der Verschiebung während des jeweiligen Versuchs an. Des Weiteren wird die Randbedingung der BSI als festeingespannt definiert, wohingegen die BSDU im Raum frei beweglich ist. Aufgrund der Vermutung, dass der CFK-Mast während den Belastungstest am Ausgang der BSDU (Punkt A) endgültig versagt, wird das Momentengleichgewicht für die jeweilige Richtungen (x,y,z) um diesen Punkt aufgestellt. Die Abmessungen $l_1 = 214 \text{ mm}$ und $l_3 = 31,5 \text{ mm}$ sind aus dem CAD-Modell bekannt und beschreiben die Lage der Segelspulen zu Punkt A.

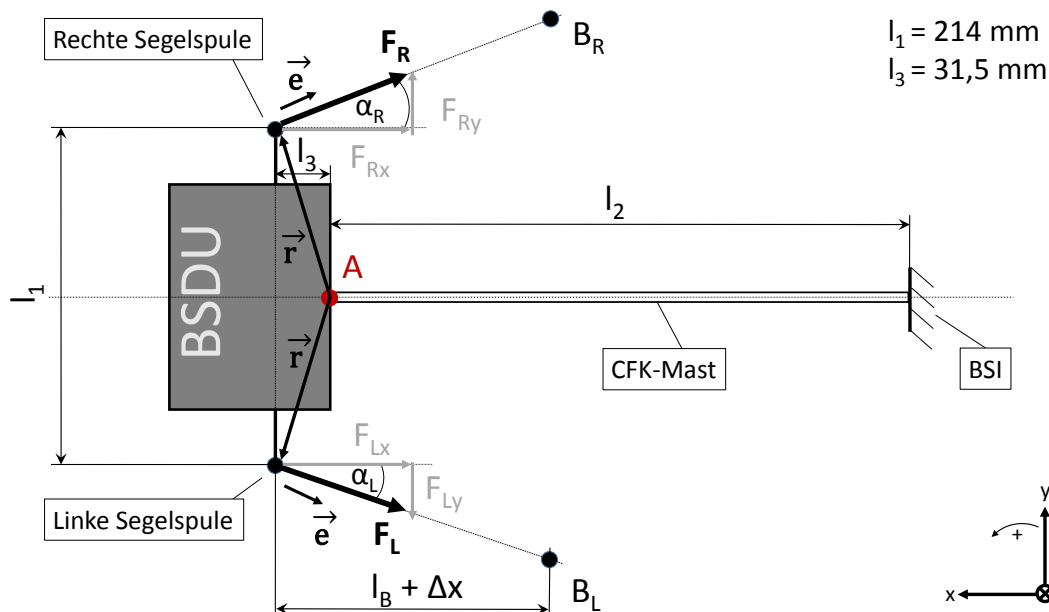


Abbildung 3.3.: Vektorielle Darstellung der angreifenden Kräfte in der x-y-Ebene, [Draufsicht]

In Abbildung 3.4 ist die Seitenansicht (x-z-Ebene) des Systems dargestellt. Unterschieden wird in zwei verschiedene Lastangriffspunkt (oben bzw. unten), welche durch die Längen

$h_o = 104 \text{ mm}$ und $h_u = 162 \text{ mm}$ in z-Richtung definiert sind. Aufgrund der speziellen Faltung des Segels, verändert sich der Lastangriffspunkt von F_L bzw. F_R an der jeweiligen Segelspule (grau dargestellt) während der Entfaltung ständig (in $\pm z$ -Richtung). Greift die Kraft $F_{L/R}$ am oberen Punkt an, besitzt die Komponente $F_{L/R,xo}$ mit $h_o = 104 \text{ mm}$ den größten Hebelarm um den Punkt A und erzeugt ein negatives Drehmoment um die y-Achse (bezogen auf das gegebene Koordinatensystem). Bei einem Lastangriff von $F_{L/R}$ am unteren Punkt verursacht die Komponente $F_{L/R,xu}$ mit $h_o = 104 \text{ mm}$ das höchste positiv gerichtete Moment um die y-Achse. Der Punkt $B_{L,R}$ liegt in der x-z-Ebene auf Höhe der Mastachse. Die gezeigte Ansicht ist für beide Segelspulen äquivalent, weshalb die eingezeichneten Kräfte auf die jeweilige Segelspule übertragbar sind.

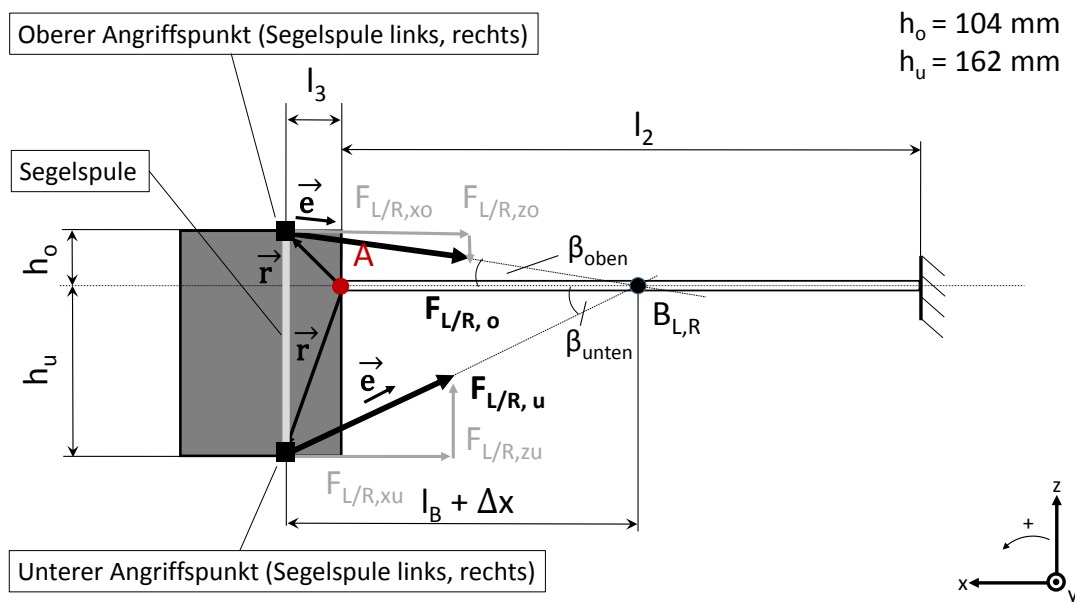


Abbildung 3.4.: Vektorielle Darstellung der angreifenden Kräfte in der x-z-Ebene, [Seitenansicht]

Die Herleitung des Momentenvektors \vec{M} ergibt die aus den aufgebrachten Belastungen F_L und F_R resultierende Momente am Punkt A. Dadurch ist eine Aussage über die Höhe der einzelnen Momente (M_x, M_y, M_z) im zu erwarteten Bereich des Boomversagens möglich. Die eigentliche Zielsetzung dieser wissenschaftlichen Arbeit ist die Ermittlung der maximal erträglichen Belastungen (F_L, F_R), welche zum letztendlichen Versagen des CFK-Booms führen. Daher wird von einer detaillierten Berechnung der Momentenvektoren für die ermittelten Lastfälle abgesehen.

Herleitung des Momentenvektors \vec{M} um A

Das Moment \vec{M} lässt sich mit Hilfe des Kreuzproduktes berechnen:

$$\vec{M} = \vec{r} \times \vec{F} \quad (3.1)$$

$$\vec{M} = \vec{r} \times (F_{L/R} \cdot \vec{e}) \quad (3.2)$$

Die Abstände von den Segelspulen zum Drehpunkt A werden durch den Vektor \vec{r} beschrieben.

$$\vec{r} = \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix}$$

Der Kraftvektor \vec{F} ergibt sich zu:

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = F_{L/R} \cdot \vec{e}$$

Um die Vektoren (\vec{r} und \vec{F}) multiplizieren zu können, wird der Einheitsvektor \vec{e} gebildet.

$$\vec{e} = \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} \cdot \frac{1}{|\vec{e}|} = \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} \cdot \frac{1}{\sqrt{(e_x)^2 + (e_y)^2 + (e_z)^2}} \quad (3.3)$$

Somit ergibt sich \vec{M} zu:

$$\vec{M} = \begin{bmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_y F_z - r_z F_y \\ r_z F_x - r_x F_z \\ r_x F_y - r_y F_x \end{bmatrix}$$

Die Momentengleichungen für die Segelkräfte F_R bzw. F_L müssen sowohl auf den oberen, als auch auf den unteren Angriffspunkt bezogen werden (vgl. Abb. 3.4).

Es ergeben sich vier Momentenvektoren.

Linke Segelspule, Lastangriffspunkt unten:

$$\vec{M}_{L,u} = \begin{bmatrix} l_3 \\ -0,5 l_1 \\ -h_u \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -F_{Lx} \\ -F_{Ly} \\ F_{Lz,u} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,5 F_{Lz,u} l_1 - F_{Ly} h_u \\ F_{Lx} h_u - F_{Lz,u} l_3 \\ -F_{Ly} l_3 - 0,5 F_{Lx} l_1 \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

$$M_{L,ux} = -0,5 F_{Lz,u} l_1 - F_{Ly} h_u \quad (3.4.1)$$

$$M_{L,uy} = F_{Lx} h_u - F_{Lz,u} l_3 \quad (3.4.2)$$

$$M_{L,uz} = -F_{Ly} l_3 - 0,5 F_{Lx} l_1 \quad (3.4.3)$$

Linke Segelspule, Lastangriffspunkt oben:

$$\vec{M}_{L,o} = \begin{bmatrix} l_3 \\ -0,5 l_1 \\ h_o \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -F_{Lx} \\ -F_{Ly} \\ -F_{Lz,o} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,5 F_{Lz,o} l_1 + F_{Ly} h_o \\ -F_{Lx} h_o + F_{Lz,o} l_3 \\ -F_{Ly} l_3 - 0,5 F_{Lx} l_1 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

$$M_{L,ox} = 0,5 F_{Lz,o} l_1 + F_{Ly} h_o \quad (3.5.1)$$

$$M_{L,oy} = -F_{Lx} h_o + F_{Lz,o} l_3 \quad (3.5.2)$$

$$M_{L,oz} = -F_{Ly} l_3 - 0,5 F_{Lx} l_1 \quad (3.5.3)$$

Rechte Segelspule, Lastangriffspunkt unten:

$$\vec{M}_{R,u} = \begin{bmatrix} l_3 \\ 0,5 l_1 \\ -h_u \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -F_{Rx} \\ F_{Ry} \\ F_{Rz,u} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,5 F_{Rz,u} l_1 + F_{Ry} h_u \\ F_{Rx} h_u - F_{Rz,u} l_3 \\ F_{Ry} l_3 + 0,5 F_{Rx} l_1 \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

$$M_{R,ux} = 0,5 F_{Rz,u} l_1 + F_{Ry} h_u \quad (3.6.1)$$

$$M_{R,uy} = F_{Rx} h_u - F_{Rz,u} l_3 \quad (3.6.2)$$

$$M_{R,uz} = F_{Ry} l_3 + 0,5 F_{Rx} l_1 \quad (3.6.3)$$

Rechte Segelspule, Lastangriffspunkt oben:

$$\vec{M}_{R,o} = \begin{bmatrix} l_3 \\ 0,5 l_1 \\ h_o \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} -F_{Rx} \\ F_{Ry} \\ -F_{Rz,u} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0,5 F_{Rz,o} l_1 - F_{Ry} h_o \\ -F_{Rx} h_o + F_{Rz,o} l_3 \\ F_{Ry} l_3 + 0,5 F_{Rx} l_1 \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

$$M_{R,ox} = -0,5 F_{Rz,o} l_1 - F_{Ry} h_o \quad (3.7.1)$$

$$M_{R,oy} = -F_{Rx} h_o + F_{Rz,o} l_3 \quad (3.7.2)$$

$$M_{R,oz} = F_{Ry} l_3 + 0,5 F_{Rx} l_1 \quad (3.7.3)$$

3.2. Anforderungen an den Leistungsprüfstand

Der beschriebene Aufbau von GOSSAMER-1 und die damit verbundenen Systemeigenschaften, müssen in dem zu konstruierenden Leistungsprüfstand beachtet werden. Zur korrekten Ermittlung der maximalen Belastbarkeit des Booms während der Entfaltung, muss der Versuchsaufbau die ermittelten Randbedingungen beinhalten. Tabelle 3.1 zeigt die drei translatorischen (T_x, T_y, T_z) und rotatorischen (R_x, R_y, R_z) Freiheitsgrade der BSDU und der BSI bezogen auf das GOSSAMER-1 Projekt.

Tabelle 3.1.: Abgeleitete Freiheitsgrade der BSDU und der BSI bezogen auf GOSSAMER-1

Freiheitsgrad	T_x	T_y	T_z	R_x	R_y	R_z
BSDU	✓	✓	✓	✓	✓	✓
BSI	×	×	×	×	×	×

Die 4 BSDUs entfernt sich während der Segelentfaltung im Weltall von der CBSU (vgl. Abb. 1.5) und das Solarsegel rollt sich von den jeweiligen Segelspulen ab. Bezogen auf den für die Versuchsdurchführung relevanten Systembereich (Abbildung 3.3), muss die BSDU in der Lage sein auf die Segelentfaltungskräfte F_L und F_R uneingeschränkt zu reagieren. Daher wird sie als freibeweglich angesehen, weshalb in Tabelle 3.1 alle Freiheitsgrade freigegeben sind. Die BSI hingegen ist Bestandteil der CBSU und wird als festeingespant angesehen (kein Freiheitsgrad zugelassen). Des Weiteren ist es wichtig, die Gravitationskraft möglichst zu kompensieren, um die im Weltall herrschende Schwerelosigkeit annähernd abzubilden und mögliche Störkräfte auszuschließen. Eine Weitere Anforderung an den Leistungsprüfstand ist es, die in Abbildung 3.3 dargestellten Positionen der Krafteinleitung

(B_L, B_R) verschiebbar zu gestalten, um die Angriffswinkel (α_L, α_R) während der Entfaltung konstant zu halten. Das Abrollen des CFK-Mast hat eine größtenteils translatorische Bewegung der BSDU (in y-Richtung) zur Folge. Durch die Verfahrbewegung der BSDU ändert sich die in Abbildung 3.3 angegebene Länge $l_B + \Delta x$. Die Länge l_B ist fest definiert, wohingegen Δx der nach Abschluss der Versuchsdurchführung gemessenen translatorischen Verschiebung der BSDU entspricht. Wird die Lasteinleitungsstelle $B_{L/R}$ nicht mitgeführt, kommt es unweigerlich zu einer Veränderung der Winkel $\alpha_{L,R}$ bzw. $\beta_{unten,oben}$.

3.3. Lösungsmethodik für den Leistungsprüfstand

Die uneingeschränkte Beweglichkeit der BSDU, durch das Freigeben der in Tabelle 3.1 angegebenen Freiheitsgrade, ist eine wesentliche Anforderung an das Kompensationssystem, um aussagekräftige Ergebnisse im Bezug auf die Belastbarkeit zu erzielen. Sie ermöglicht dem System auf die verschiedenen Last- und Momentenkombinationen zu reagieren und die Belastungen korrekt in die BSDU, die BSI und den Mast einzuleiten.

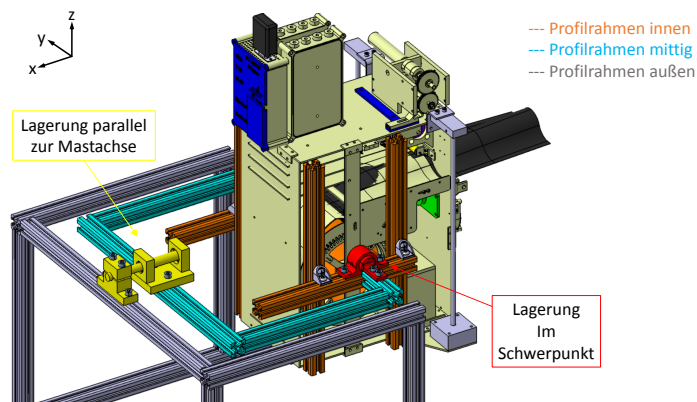


Abbildung 3.5.: Gravitationskompensation durch eine Schwerkpunktlagerung an der BSDU

Abbildung 3.5 zeigt die Gravitationskompensation der BSDU mit Hilfe einer Schwerkpunktlagerung, wodurch die benötigten Freiheitsgrade R_x und R_y zugelassen werden. Durch die verwendeten Profile ist es möglich die Position der Achse beliebig zu verschieben und den Schwerpunkt optimal einzustellen. Die Lagerung im Schwerpunkt ermöglicht die freie Rotation der BSDU um die y-Achse.

Diese Bewegung darf aufgrund der in Abbildung 3.4 erläuterten Variation des Krafteinleitungspunktes in z-Richtung nicht eingeschränkt werden. Der Lagerbock ist über das innere Profil (orange) fest mit der BSDU verbunden, wohingegen die Welle auf an dem mittleren Profilrahmen (hellblau) befestigt ist. Eine weitere Lagerung (gelb) verläuft parallel zur Mastachse und verbindet den äußeren und mittleren Profilrahmen über eine Welle. Dadurch ist die BSDU in der Lage sowohl um die x-Achse als auch um die y-Achse zu rotieren. Der Freiheitsgrad R_x ermöglicht eine Torsionsbelastung des CFK-Booms, wie sie bei einer stark asymmetrische Segelabwicklung auftritt. Durch die gewählte Konstruktion trägt die Lagerung (parallel zur Mastachse) die restliche Rahmenkonstruktion inklusive der BSDU und muss dementsprechend ausgelegt werden. Um das wirkende Moment durch die Gewichtskraft zu minimieren, wird der Abstand zwischen äußerem und mittlerem Profilrahmen möglichst klein gewählt. Auf dem äußeren Rahmen wird die Welle durch eine Klemmvorrichtung fest eingespannt. Die Lagerung erfolgt auf dem mittleren Rahmen durch zwei in Reihe gesetzten Rillenkugellagern.

Sowohl die Rotation um die z-Achse, als auch die translatorischen Bewegungen in y- und x-Richtung werden durch drei Kugelrollen ermöglicht, welche in Abbildung 3.6 grün dargestellt sind. Sie befinden sich an den untersten Profilen des äußeren Rahmens und ermöglichen die Verfahrbewegung der BSDU.

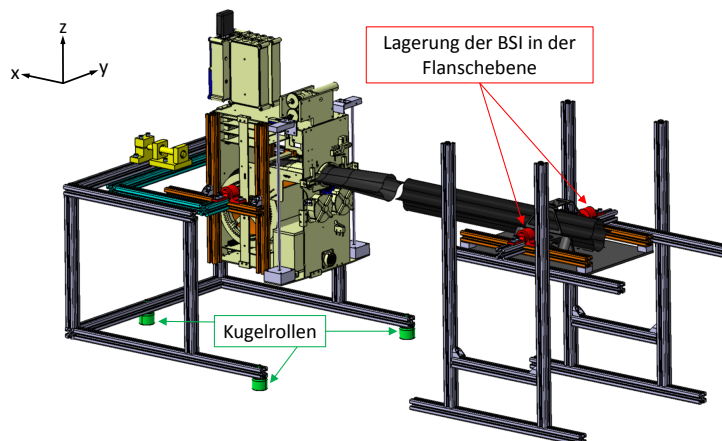


Abbildung 3.6.: Gesamtdarstellung des Gravitationskompensationssystem für den Leistungsprüfstand

Dementsprechend werden die translatorischen Freiheitsgrade T_x , T_y sowie der rotatorische Freiheitsgrad R_z zugelassen.

Die BSDU ist daher nur in ihrem translatorischen Freiheitsgrad T_z eingeschränkt. Unter realen Weltraumbedingungen können die Randbedingungen der BSDU und der BSI als frei angesehen werden. Ein Höhenversatz von der BSDU zur BSI (in z-Richtung), ist nur durch eine Biegung des CFK-Booms um die y-Achse möglich. Wie bereits in Abschnitt 3.1 erläutert, variiert der Lastangriffspunkt der Segelkräfte F_L , F_R während der Entfaltung. Dadurch verursachen die Kraftkomponenten $F_{L/R,xo}$ bzw. $F_{L/R,xu}$ ein Biegemoment um die y-Achse (vgl. Abb. 3.4), wodurch ein Höhenversatz in z-Richtung möglich ist. Damit die BSI bei einer Krafteinleitung am oberen bzw. unteren Lastangriffspunkt dennoch auf die dadurch resultierende Bewegung (y-Rotation) der BSDU reagieren kann, wird der rotatorische Freiheitsgrad R_y um die y-Achse für die BSI zugelassen. Abbildung 3.6 zeigt die Lagerung der BSI in der Flanschebene, wodurch die y-Rotation ermöglicht wird. In Tabelle 3.2 sind die Freiheitsgrade der BSDU und der BSI bezogen auf die Konstruktion des Leistungsprüfstands zusammengefasst. Verglichen mit der Tabelle 3.1 verhindert die verwendete Konstruktion lediglich die translatorische Verschiebung der BSDU in z-Richtung. Das dadurch veränderte Systemverhalten, wird jedoch durch die freigegebene y-Rotation der BSI wieder ausgeglichen.

Tabelle 3.2.: Freiheitsgrade der BSDU und der BSI bezogen auf die Konstruktion

Freiheitsgrad	T_x	T_y	T_z	R_x	R_y	R_z
BSDU	✓	✓	×	✓	✓	✓
BSI	×	×	×	×	✓	×

In Abbildung 3.7 ist die Draufsicht des Prüfstands abgebildet. Zu erkennen ist, dass die linke Umlenkrolle (grün) auf einem Gestell aus Profilen befestigt ist. Dadurch ist die in Abbildung 3.4 dargestellte Position von Punkt $B_{L/R}$ in z-Richtung einstellbar. Das Gestell, auf welches die Umlenkrolle befestigt ist, wird während der Versuchsdurchführung nicht mitgeführt. Daher führt die translatorische Bewegung der BSDU (x-Richtung) zu einer Veränderung der Winkel $\alpha_{L/R}$ und der in Abbildung 3.4 abgebildeten Winkel $\beta_{oben/unten}$. Es wird vereinfacht davon ausgegangen, dass sich die Winkel $\alpha_{L/R}$ und $\beta_{oben/unten}$ nur aufgrund der linearen Verschiebung Δx ändert. Eine mögliche Bewegung der BSDU in y-Richtung wird vernachlässigt. Um diesen Effekt einzuschränken, wird für die Längenänderung des CFK-Booms von $\Delta x = 35$ cm eine maximale Winkelabweichung von $\Delta\alpha = 6^\circ$ zugelassen.

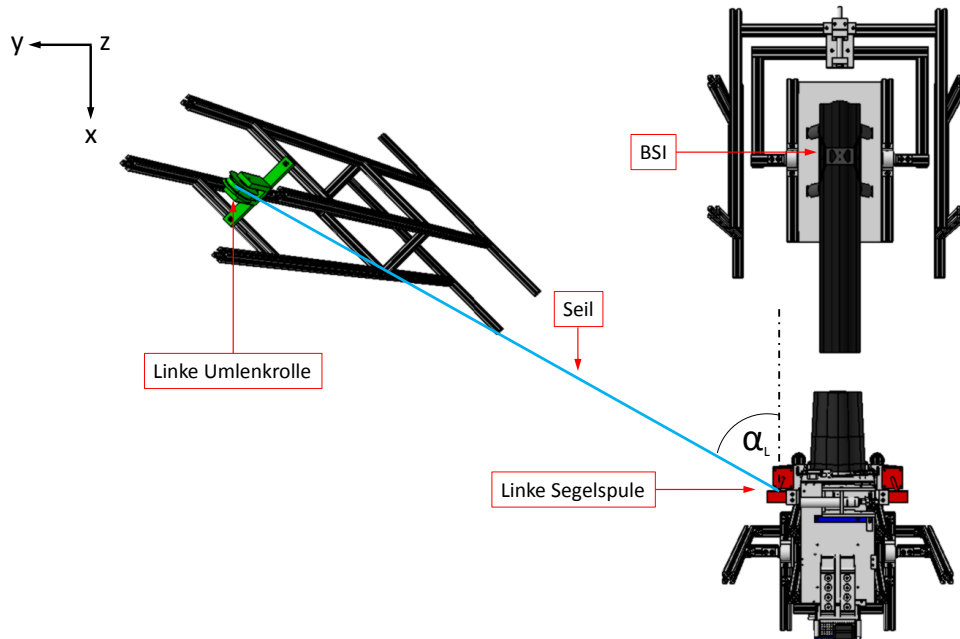


Abbildung 3.7.: Draufsicht des Versuchsaufbaus mit Positionierung der linken Umlenkrolle

3.4. Testplanung

Für die Versuchsdurchführung stehen insgesamt zwei CFK-Masten der Länge $l_{Boom} = 3,8$ m zur Verfügung. Während der Versuchsdurchführung wird die Belastung $F_{R/L}$ schrittweise erhöht, bis es nach Erreichen der maximal erträglichen Belastung $F_{R/L,max}$ zum Boomversagen kommt. In Folge dessen können Materialbeschädigungen in der CFK-Struktur nicht ausgeschlossen werden. Wie bereits erwähnt gilt der Bereich des Booms, der beim Versagen in unmittelbarer Nähe von Punkt C liegt (vgl. Abb. 3.3) als besonders gefährdet. Bei einem maximalen Verfahrweg der BSDU von 350 mm in x-Richtung, muss der Boom nach jedem Versagen um mindestens die selbe Länge (350 mm) aufgerollt werden, damit der nächste Test nicht durch die entstandenen Beschädigungen beeinflusst wird. Die Anzahl der zu testenden Lastfälle n_L muss dementsprechend begrenzt werden. Angenommen das jeder Lastfall bis zur Ermittlung der maximalen Belastbarkeit $n_v = 2$ mal versagen darf und eine Aufrolllänge von $l_{auf} = 450$ mm vorgegeben wird, ergibt sich n_L zu:

$$n_L = \frac{2 \cdot l_{Boom}}{l_{ausf}} \cdot \frac{1}{n_v} = \frac{2 \cdot 3800 \text{ mm}}{450 \text{ mm}} \cdot \frac{1}{2} = 8,4 \quad (3.8)$$

Für die letztendliche Versuchsdurchführung stehen demnach 8,4 verschiedene Lastfälle zur Verfügung, wovon einer aus Sicherheitsgründen gestrichen wird (konservative Auslegung). Die Relevanz wird anhand folgender Faktoren beurteilt:

- Ort des Lastangriffspunktes
- Lastangriffswinkel
- Ablauf der Segelentfaltung

Ort des Lastangriffspunktes

Durch die spezielle Faltung der Solarsegel variiert der Angriffspunkt an den Segelspulen in z-Richtung während des Entfaltungsprozesses (vg. Abb. 3.4). Deshalb werden drei verschiedene Positionen zur Krafteinleitung untersucht. Unterschieden wird in einen obersten, einen untersten und einen auf Höhe der Mastachse befindlichen Lastangriffspunkt (vgl. Abb. 3.4). Die Umlenkrolle befindet sich auf Flanschhöhe des CFK-Booms, wodurch bei einer Krafteinleitung am obersten bzw. untersten Punkt ein zusätzliches Moment M_y um die y-Achse entsteht. Es resultiert wie in Abschnitt 3.1 beschrieben, aus den Kraftkomponenten $F_{L/R,xo}$ bzw. $F_{L/R,xu}$ in Verbindung mit den Hebelarmen h_u bzw. $F_{h,o}$. Da dieses Moment besonders belastend auf den Mast wirkt, wird sowohl der obere, als auch der untere Lastangriffspunkt als essenziell eingestuft. Irrelevant ist dabei der auf Höhe der Mastachse liegende Angriffspunkt, da dieser bei vorangegangenen Biegetests bereits getestet wurde und die maximal erträglichen Belastungen bekannt sind.

Lastangriffswinkel

Der Angriffswinkel $\alpha_{L/R}$ variiert während der Entfaltung (vgl. Abb 3.2). Dieser Effekt muss in die Beurteilung der verschiedenen Lastfälle mit einbezogen werden. Um das mögliche Verschiebungsintervall $[15^\circ \leq \alpha \leq 45^\circ]$ des Winkels darzustellen, werden verschiedene Positionen festgelegt. Dabei sind vor allem die Grenzwerte 15° und 45° des Intervalls von Bedeutung, wie auch der Angriffswinkel von $22,5^\circ$, welcher sich nach Beendigung des Entfaltungsprozesses einstellt.

Ablauf der Segelentfaltung

Zur Ermittlung der kritischen Lastfälle wird der Ablauf des Entfaltungsprozesses in die Beurteilung mit einbezogen. Dabei wird unterschieden, ob die Segelentfaltung reibungslos verläuft oder ob es in Folge von technischen Probleme zu einer Behinderung bei der Entfaltung kommt. Mögliche Ursache für ein solches Fehlverhalten ist zum Beispiel das Klemmen der Bremse an der Segelspule. Analog zu einer Torsionsbelastung M_x des CFK-Masts, hervorgerufen durch ein stark asymmetrisches Entfaltungsverhalten handelt es sich bei der Klemmung der Bremse um ein Worst-Case-Szenario. Das Blockieren der Segelabwicklung während der Entfaltung führt zu einer starken Erhöhung der Entfaltungskraft $F_{L/R,def}$ an der betroffenen, klemmenden Spule. Die resultierende Differenz ($F_{L/R,def} \gg F_{L/R}$) zwischen der Entfaltungskraft $F_{L/R,def}$ der defekten Spule und der Kraft $F_{L/R}$ an der Spule ohne technische Probleme, führt zu einer Biegebelastung M_z des CFK-Booms um die z-Achse. Die Drehrichtung des Biegemoments M_z richtet sich nach der Seite der defekten Segelspule, da die Querkraftkomponente $F_{L/R,def}$ gegenüber $F_{L/R}$ dominiert. Im Gegensatz zur Torsionsbelastung M_x , wird die Biegebelastung M_z aufgrund vorliegender Testergebnisse aus Boom-Biegeversuchen als unwichtig eingestuft und nicht in die Belastungstest mit aufgenommen.

Tabelle 3.3 zeigt die sieben kritischen bzw. relevanten Lastfälle, welche während der Versuchsdurchführung getestet werden.

Tabelle 3.3.: Auflistung der relevanten Lastfälle

Bezeichnung	Angriffswinkel α / °	Linker Angriffspunkt	Rechter Angriffspunkt
Fall 1	15	oben	oben
Fall 2	15	unten	unten
Fall 3	22,5	oben	oben
Fall 4	22,5	unten	unten
Fall 5	45	oben	oben
Fall 6	45	unten	unten
Fall 7	45	oben	unten

Die relevanten Fälle lassen sich nach ihren Lastangriffspunkte in zwei Klassen unterteilen.

- Linker Angriffspunkt = rechter Angriffspunkt: Fall 1 - 6
- Linker Angriffspunkt \neq rechter Angriffspunkt: Fall 7

Erfolgt die Lasteinleitung links und rechts auf identischer Höhe, erfährt der Mast hauptsächlich eine Biegebelastung um die y-Achse. Wird die Belastung hingegen auf unterschiedlicher Höhe eingeleitet (Fall 7), kommt es zu einer Torsion des CFK-Booms, wodurch dieser voraussichtlich stark beschädigt wird. Um ein vorzeitiges Totalversagen zu verhindern, wird die Torsionsbelastung als letztes durchgeführt. Der Angriffswinkel α nimmt während der Versuchsreihe drei verschiedenen Werte an. Zu Beginn (Fall 1 und 2) wird der Winkel mit $\alpha = 15^\circ$ eingestellt. Fall 1 und 2 unterscheiden sich dabei lediglich in der Position der Krafteinleitung (unten bzw. oben). In Fall 3 und 4 wird die Kraft unter $\alpha = 22,5^\circ$ eingeleitet, wie sie nach Abschluss der Entfaltung vorliegt. Auch hier unterscheiden sich Fall 3 und 4 nur aufgrund der unterschiedlichen Krafteinleitungsposition. In den letzten beiden Fällen der ersten Klasse (Fall 5 und 6) erfolgt die Krafteinleitung unter $\alpha = 45^\circ$. Dieser Fall liegt zu Beginn des Entfaltungsprozesses vor. In Fall 5 wird die Kraft links und rechts oben eingeleitet, wohingegen in Fall 6 die Kräfte am untersten Punkt der Segelspule wirken. Ebenfalls erfolgt die Torsionsbelastung unter 45° , jedoch mit ungleichem Lastangriffspunkt.

3.5. Versuchsaufbau des Leistungsprüfstands

Die Versuchsanlage zur Durchführung der Belastungstest setzt sich aus verschiedenen Komponenten zusammen, welche in Abbildung 3.8 graphisch dargestellt sind.

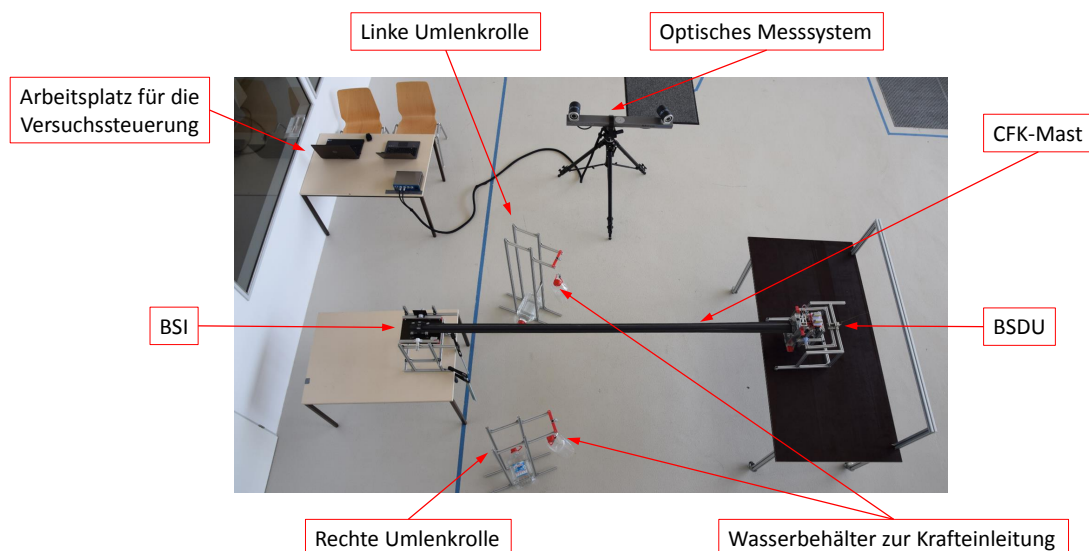


Abbildung 3.8.: Aufbau des Leistungsprüfstands zur Durchführung der Belastungstests

Links oben befindet sich der Arbeitsplatz, bestehend aus zwei Rechnern, mit denen die Versuchsdurchführung gesteuert wird. Ein Rechner ist über eine Bluetooth-Verbindung mit dem Gleichstrommotor (EC-Motor) der BSDU gekoppelt. Dadurch lässt sich sowohl die Entfaltung, als auch das Aufrollen des CFK-Masts individuell regeln. Der zweite PC ist mit dem optischen Messsystem MoveInspect HR der Firma AICON verbunden. Über diesen Rechner erfolgt das Einlesen der Koordinatensysteme, das Kalibrieren der beiden Kameras und die Datenspeicherung der Messwerte. Im unteren Bildbereich befindet sich das zu testende System, welches sich aus der BSI, dem CFK-Mast und der BSDU zusammensetzt. Um eine möglichst reibarme Verfahrbewegung der BSDU zu ermöglichen, wird diese auf einem Tisch mit geringer Oberflächenrauheit positioniert. Auf einem weiteren Tisch steht die BSI, welche durch Schraubzwingen fest fixiert wird. Darüber hinaus besteht der Versuch aus einer linken und rechten Umlenkrolle, welche einen festgelegten Abstand zur BSDU besitzen. Somit wird gewährleistet, dass der definierte Angriffswinkel eingehalten wird. An jeder der beiden Umlenkrollen befindet sich ein Wasserbehälter über welchen die Kraft in das System eingeleitet wird. Dabei verbindet ein dünnes Seil (nicht sichtbar) die Behälter mit den Segelspulen an der BSDU. Durch das gezielte Befüllen bzw. Entleeren der Wasserbehälter ist es möglich die Kraft individuell einzustellen. Das genaue Gewicht der Wasserbehälter und ihrer Füllung wird vor jeder Messung mit einer Feinwaage ermittelt. Versagt der Boom kann es in Folge der aufgetragenen Belastung zu einer schnellen seitlichen Bewegung der BSDU kommen. Um Beschädigungen zu verhindern, verläuft ein Fangseil von der BSDU zum am Tisch befestigten Aluminiumrahmen. Das Seil schränkt den Bewegungsradius ein und sicher

3.6. Versuchsdurchführung

Der Versuchsablauf lässt sich allgemein in zwei verschiedene Bereiche unterteilen, welche in Abbildung 3.9 abgebildet sind. Der erste Bereich beinhaltet die Vorbereitung und Einrichtung des Leistungsprüfstands. Dadurch wird gewährleistet, dass die festgelegten Parameter des jeweiligen Lastfalls eingehalten werden und dass die einzelnen Komponenten miteinander interagieren.

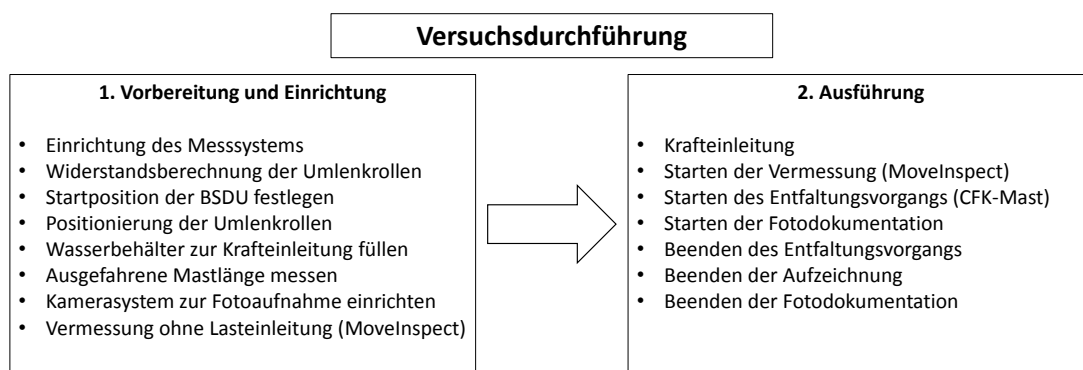


Abbildung 3.9.: Gliederung der Versuchsdurchführung und Auflistung der durchzuführenden Schritte

Der darauffolgende zweite Bereich umfasst hingegen die durchzuführenden Schritte während der Ausführung des Belastungstests. Im folgenden Abschnitt werden die wichtigsten Schritte beider Bereiche erläutert.

3.6.1. Vorbereitung und Einrichtung der Versuchsanlage

Zu Beginn der Belastungstests ist es wichtig die einzelnen Komponenten des Versuchsaufbaus aufeinander abzustimmen und einzurichten.

Kalibrierung und Einrichtung des optischen Messsystems

Das optische Messsystem MoveInspect HR der Firma AICON stellt einen wesentlichen Bestandteil der Versuchsanlage dar.

Abbildung 3.10 zeigt den Aufbau des Systems und die benötigten Messpunkte zur Positionsermittlung der BSDU bzw. der BSI. Dabei wird unterschieden in Messpunkte auf sogenannten Targets (grün umrandet) und in Messpunkte, welche sich auf dem Profilrahmen der BSI befinden (gelb eingekreist). Letztere dienen zur Erstellung des globalen Koordinatensystems, auf welches anschließend die Relativbewegungen der BSDU und der BSI bezogen werden. Die beiden Kameras (Bildmitte) verfolgen während der Versuchsdurchführung die Messpunkte und zeichnen deren Positionsverschiebung auf. Die Messwerterfassung erfolgt mit einer Frequenz von 5 Hz. Dabei kann das Messsystem von sich aus nur die translatorischen Koordinaten aller Messpunkte ermitteln.

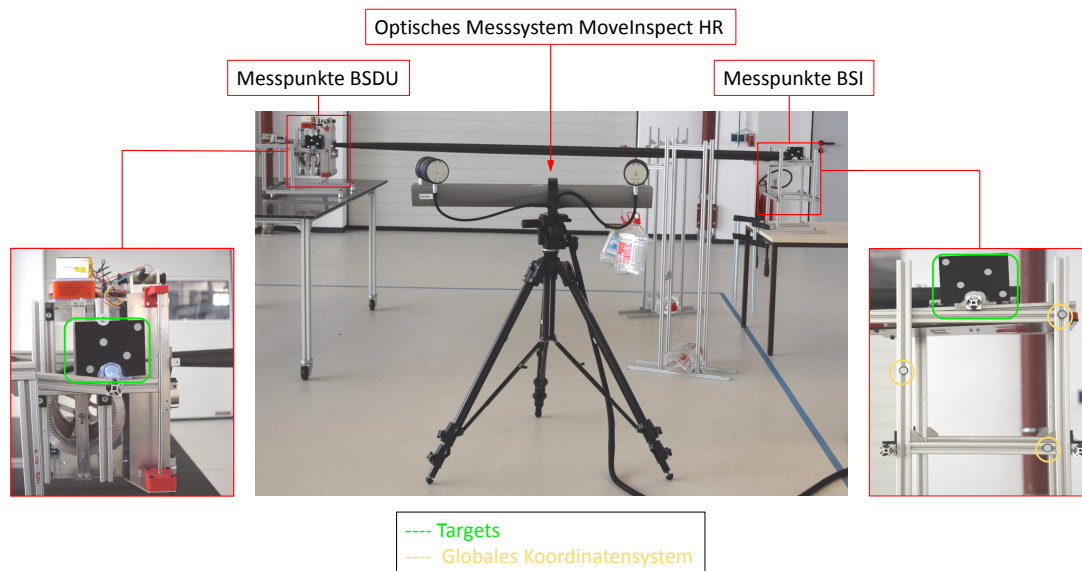


Abbildung 3.10.: Aufbau des Messsystems MoveInspect HR und Darstellung der Messpunkte zur Positionsermittlung

Die Targets befinden sich jeweils über den Drehachsen der BSDU und der BSI. Durch einen fest definierten Abstand der mehreren Messpunkte zum Achsmittelpunkt, wird mit Hilfe des Messsystems die Bewegung der BSDU bzw. der BSI auf ihre jeweilige Drehachse zurückgerechnet. Bei den Belastungstest handelt es sich aufgrund der Mastentfaltung um einen dynamischen Prozess. Daher müssen die beiden Kameras des Messsystem den vollständigen Bereich der Versuchsanlage abdecken. Zur Erfassung der einzelnen Messpunkte während der Testdurchführung ist zudem eine Kalibrierung der beiden Kameras zueinander erforderlich.

Widerstandsberechnung der Umlenkrollen

Die Kraft $F_{L/R}$ wird während der Belastungstests symmetrisch über zwei Umlenkrollen in die Segelspulen eingeleitet. Daher ist es möglich, dass die Reibungskraft F_{reib} die eingeleitete Kraft erhöht und die BSDU zusätzlich belastet. Ein wesentlicher Teil der Reibungskraft F_{reib} entsteht durch den Kontakt zwischen Seil und Rolle (Gleitreibung), während der Testdurchführung. Die Reibungskraft F_{reib} wird in einem DLR-Teststand zur Durchführung von Boom-Biegeversuche ermittelt, welcher in Abbildung 3.11 dargestellt ist. Das Seil ist auf einer Spule aufgewickelt und über eine Welle mit dem Elektromotor verbunden. Von der Spule verläuft es zu einem Kraftsensor, der die anliegende Kraft F misst. Die Gewichtskraft F_G wird entweder an Umlenkrolle II eingeleitet oder an der zu testenden Umlenkrolle des Leistungsprüfstands (hellblau).

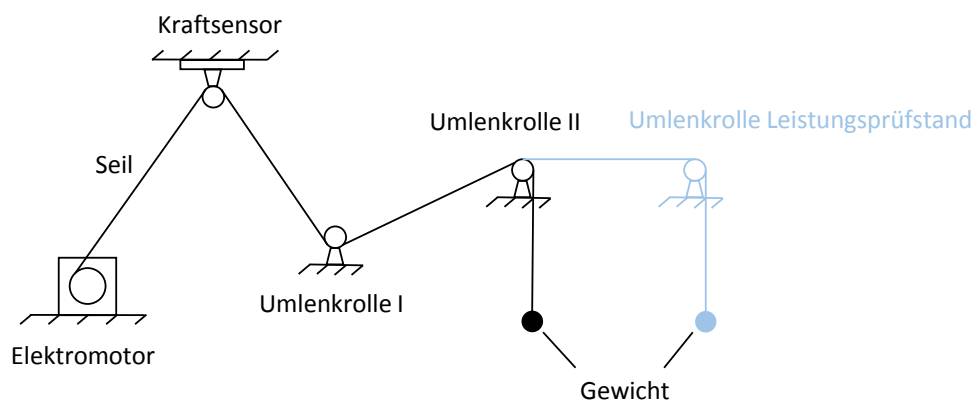


Abbildung 3.11.: Schematischer Versuchsaufbau zur Messung der Rollreibung in den Umlenkrollen

Die zu ermittelnde Reibungskraft der Umlenkrollen $F_{U,reib}$ ergibt sich aus:

$$F_{U,reib} = F_{U,gem} - F_G - F_{V,reib} \quad (3.9)$$

mit

$F_{U,gem}$: vom Sensor gemessene Kraft mit zusätzlicher Umlenkrolle (Leistungsprüfstand)

F_G : Gewichtskraft

$F_{V,reib}$: Reibungskraft der im Teststand verbauten Umlenkrollen

Die Reibung der im Teststand verbauten Umlenkrollen berechnet sich zu:

$$F_{V,reib} = F_{V,gem} - F_G \quad (3.10)$$

Zur Berechnung von $F_{V,reib}$, wird die Gewichtskraft F_G an der in Abbildung 3.11 dargestellten Umlenkrolle II eingeleitet. Dafür wird ein definiertes Gewicht an das Seil befestigt und mit Hilfe des Motors aufgewickelt. Die gemessene Differenz zwischen der Kraft $F_{V,gem}$ und der angebrachten Gewichtskraft F_G , ist die vorhandene Reibungskraft $F_{V,reib}$ im Teststand. Anschließend wird das Seil über eine der zu testenden Umlenkrollen (links oder rechts) gelegt und mit der gleichen Gewichtskraft F_G belastet. Durch erneutes Anfahren des Motors wird das Seil aufgewickelt und die Kraft $F_{U,gem}$ durch den Sensor ermittelt, wodurch $F_{U,reib}$ bekannt ist. Die beschriebene Versuchsdurchführung wurde für drei verschiedene Massen durchgeführt welche den Bereich von 0,8 – 10,2 N abdecken.

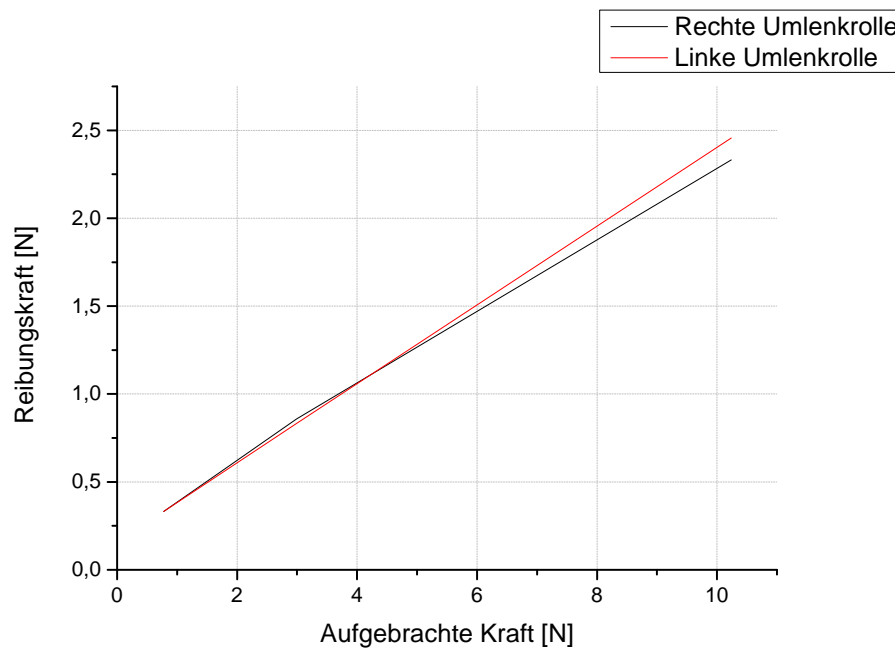


Abbildung 3.12.: Reibung der beiden Umlenkrollen

In Abbildung 3.12 ist die Reibungskraft der beiden Umlenkrollen über die aufgebrachte Kraft aufgetragen.

Mit steigender Normalkraft an der Rolle nimmt die Reibungskraft zu, wodurch sich ein linear steigender Verlauf ergibt. Bis zu einer aufgebrauchten Kraft von 5N stimmen die ermittelten Reibwerte der beiden Umlenkrollen annähernd überein. Für hohe Belastungen ergeben sich geringfügige Unterschiede in der Reibungskraft F_{reib} der beiden Umlenkrollen. Bei einer Belastung von 10,2 N ist die Reibungskraft der linken Umlenkrolle $F_{L,reib}$ um ca. 5 % höher als die ermittelte Reibungskraft $F_{R,reib}$ der rechten Rolle. In Tabelle 3.4 sind die berechneten Werte zusammengefasst. Zu erkennen ist, dass mit steigender Gewichtskraft F_G der prozentuale Anteil der Reibung $F_{U,reib,links/rechts}$ abnimmt. Bei einer Belastung von 0,8 N beträgt die Reibung 41,2% der Gewichtskraft, wohingegen eine Gewichtskraft von 10,2 N eine Reibungskraft von 22,8% erzeugt.

Tabelle 3.4.: Ermittelte Rollreibung im Bezug auf die angebrachte Gewichtskraft

F_G / N	$F_{U,reib,links}$ / N	$F_{U,reib,rechts}$ / N	$F_{U,reib,links}$ / %	$F_{U,reib,rechts}$ / %
0,8	0,33	0,33	41,2	41,2
3	0,83	0,86	27,7	28,7
10,2	2,46	2,33	24,1	22,8

Positionierung der Umlenkrollen

Zur Einhaltung der zugelassenen Winkelabweichung $\Delta\alpha = 6^\circ$ ist es wichtig die Umlenkrollen möglichst genau zur BSDU auszurichten. Aus dem maximalen Verfahrweg der BSDU ergibt sich die in Abbildung 3.13 dargestellte Länge l_B mit 1500 mm. Die Länge l_B verläuft ausgehend von der Vorderkante der BSDU entlang der Boomachse in Richtung der BSI. Die Länge l_2 entspricht der Gegenkathete des Angriffswinkels, welche analog zur Hypotenuse l_4 mit Hilfe von trigonometrischen Funktionen berechnet wird.

Der Abstand zwischen den Segelspulen ist in der Abbildung 3.13 mit l_1 gekennzeichnet. Während der Versuchsdurchführung wird der CFK-Mast um einen Weg von $\Delta x = 35$ cm ausgefahren. Aufgrund der nicht mitgeführten Umlenkrollen verändert sich der jeweilige Angriffswinkel. Die folgende Beispielrechnung von $\Delta\alpha$ wird für $\alpha = 45^\circ$ durchgeführt, da für diesen Fall die größte Winkelabweichung erwartet wird.

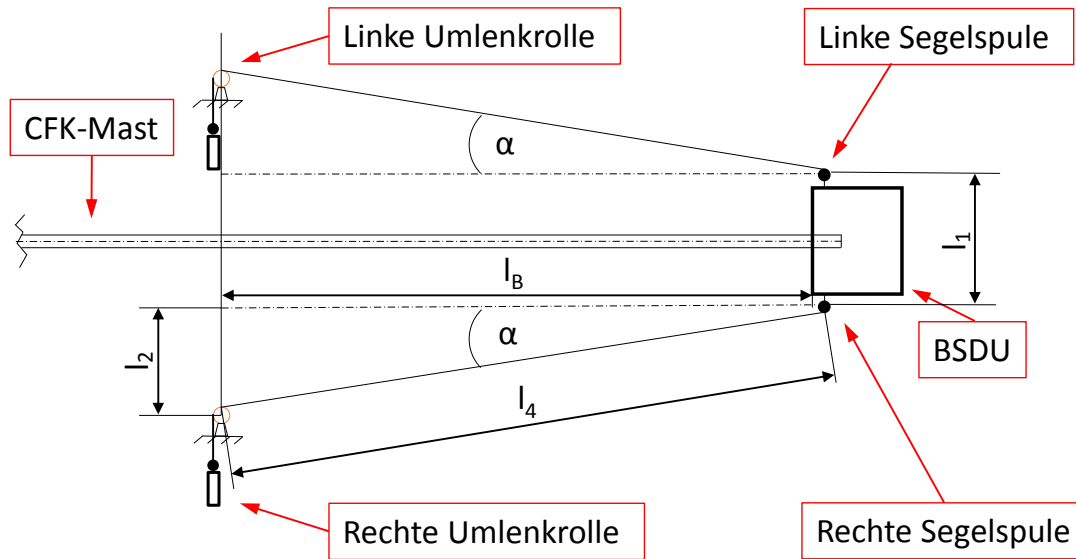


Abbildung 3.13.: Schematische Darstellung des Versuchsaufbaus zur Positionierung der Umlenkrollen

Festgelegte Parameter zu Beginn der Versuchsdurchführung: $\alpha = 45^\circ$, $L_B = 1500 \text{ mm}$

$$\cos \alpha = \frac{l_B}{l_4} \Rightarrow l_4 = \frac{l_B}{\cos \alpha} = \frac{1500 \text{ mm}}{\cos 45^\circ} = 2121,32 \text{ mm} \quad (3.11)$$

$$\sin \alpha = \frac{l_2}{l_4} \Rightarrow l_2 = \sin \alpha \cdot l_4 = \sin 45^\circ \cdot 2121,32 \text{ mm} = 1500 \text{ mm} \quad (3.12)$$

Nach der Verfahrbewegung von $\Delta x = 35 \text{ cm}$ beträgt $l_{B\text{neu}} = 1850 \text{ mm}$, wodurch sich der veränderte Angriffswinkel α_{neu} berechnen lässt. Die Länge $l_{2\text{neu}}$ entspricht der Länge l_2 zu Beginn der Versuchsdurchführung. Der neue Angriffswinkel berechnet sich zu:

$$\alpha_{\text{neu}} = \arctan \left(\frac{l_{2\text{neu}}}{l_{B\text{neu}}} \right) = \arctan \left(\frac{1500 \text{ mm}}{1850 \text{ mm}} \right) = 39,03^\circ \quad (3.13)$$

Folglich beträgt die Winkelabweichung $\Delta \alpha = 5,97^\circ$, womit die gesetzte Toleranz eingehalten wird.

Für den Angriffswinkel $\alpha = 15^\circ$ stellt sich ein Winkel von $\alpha_{\text{neu}} = 12,25^\circ$ ein, für den Fall $\alpha = 22,5^\circ$ ergibt sich $\alpha_{\text{neu}} = 18,56^\circ$.

Vermessung ohne Krafteinleitung

Bevor der eigentliche Lastfall getestet wird, erfolgt die erste Aufzeichnung der Messpunkte ohne Belastung (Nullmessung). Dadurch ist es möglich eine Positionsverschiebung aufgrund der Krafteinleitung zu dokumentieren.

3.6.2. Durchführung eines Belastungstests

Die Durchführung der Belastungstest wird gestartet, nachdem die einzelnen Komponenten aufeinander abgestimmt sind. Zu Beginn einer jeden Messung wird die vorher festgelegte Masse an den Seilen befestigt. Um einen ersten Startwert ohne Versagen zu ermitteln, wird bei der ersten Messung ein geringes Gewicht gewählt. Durch langsames Erhöhen der Wassermasse wird anschließend die maximal erträgliche Belastung ermittelt. Die Position der Targets wird durch starten des Messsystems aufgezeichnet. Anschließend wird der CFK-Mast mit Hilfe des Schrittmotors ausgefahren. Dabei beträgt die durchschnittliche Ausfahrgeschwindigkeit ca. $16,4 \frac{mm}{s}$. Berechnet wurde die Geschwindigkeit aus den aufgezeichneten Daten des Messsystems MoveInspect. Der Belastungstest wird beendet, sobald einer der beiden Szenarien eintritt:

1. Die Belastung ist kleiner als die kritische Last ($F < F_{krit}$): Kein Bauteilversagen
2. Die Belastung ist größer als die kritische Last ($F > F_{krit}$): Bauteilversagen

Der weitere Ablauf der Versuchsdurchführung unterscheidet sich hinsichtlich der beiden Szenarien. Ist die Belastung kleiner als die kritische Kraft (Szenario 1) wird der Motor wieder in seine Ausgangsposition zurückgefahren und der Mast ebenfalls auf die vorherige Länge aufgerollt. Die Last wird erhöht und der Versuch erneut durchgeführt. Tritt bei hinreichend starker Belastung Szenario 2 ein und der Mast versagt, wird das Schadensbild dokumentiert. Im Anschluss wird der Mast soweit aufgerollt, dass bei der nächsten Versuchsdurchführung die entstandenen Imperfektionen keinen Einfluss auf das Belastungsverhalten des CFK-Masts haben.

4. Auswertung und Diskussion der Testergebnisse

Im folgende Abschnitt erfolgt zunächst eine Lagebeschreibung der vorhandenen Koordinatensystem welche für die Interpretation der dargestellten Abbildungen wichtig sind. Anschließend erfolgt die Erläuterung von möglichen Fehlerquellen, welche sich negativ auf die Messergebnisse auswirken können. Darauf aufbauend werden die Ergebnisse der durchgeführten Lastfälle dargestellt und interpretiert.

4.1. Die lokalen Koordinatensysteme

Die während der Versuchsdurchführung aufgezeichneten Messwerte zur Positionsermittlung der BSDU und der BSI beziehen sich auf die jeweiligen lokalen Koordinatensysteme welche in Abbildung 4.1 dargestellt sind.

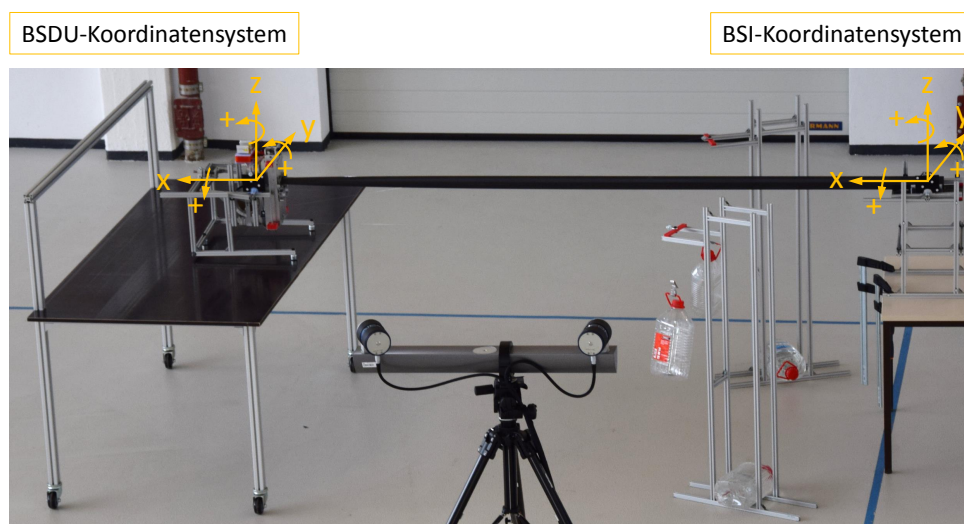


Abbildung 4.1.: Lage des BSDU- und BSI-Koordinatensystem

Der Ursprung beider Koordinatensysteme liegt in der jeweiligen Drehachse, mittig zwischen den beiden Lagern welche die Rotation um die y-Achse ermöglicht.

Durch die Entfaltung des CFK-Booms verfährt die BSDU nach links, welches der positiven x-Richtung entspricht. Senkrecht zur x-Achse zeigt die z-Richtung positiv nach oben, wodurch eine mögliche Höhenänderung des Systems aufgezeichnet wird. Die y-Achse der Koordinatensysteme (BSDU bzw. BSI) beginnt in der Boomachse und verläuft positiv in die Bildebene. Das Messsystem definiert die Drehrichtung gegen den Uhrzeigersinn als positiv. Diese Konvention gilt für alle drei möglichen Rotationsbewegungen.

4.2. Analyse möglicher Fehlerquellen

Der folgende Abschnitt beschreibt mögliche Fehlerquellen, welche die Ergebnisse beeinflussen können.

Fehlerquellen in der Konstruktion

Die Gravitationskompensation erfolgt während der Belastungstests mechanisch mit Hilfe einer Schwerpunktlagerung. Abbildung 4.2 zeigt die möglichen Fehlerquellen des Kompensationssystems an der BSDU.

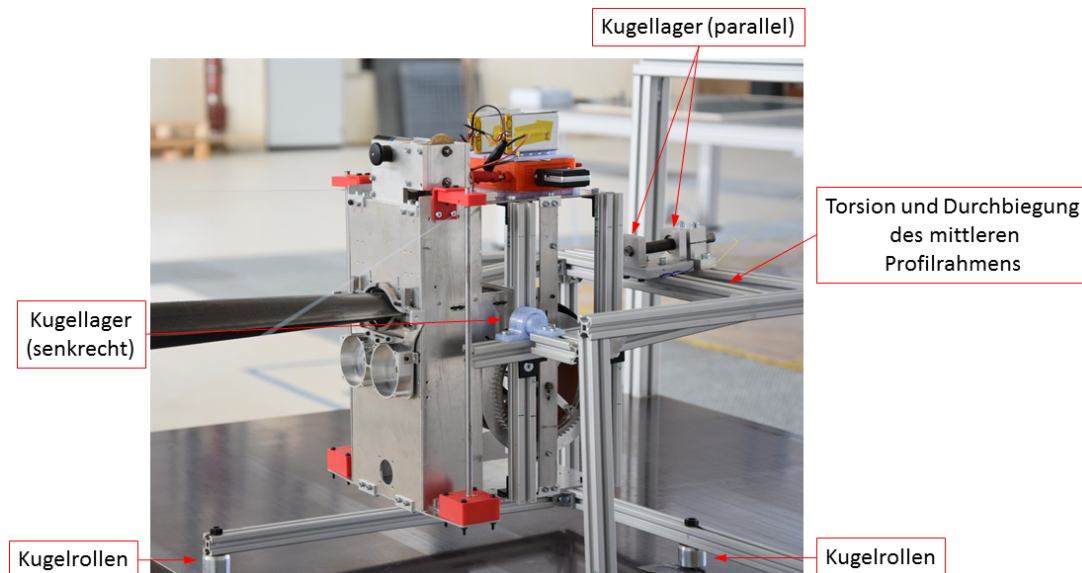


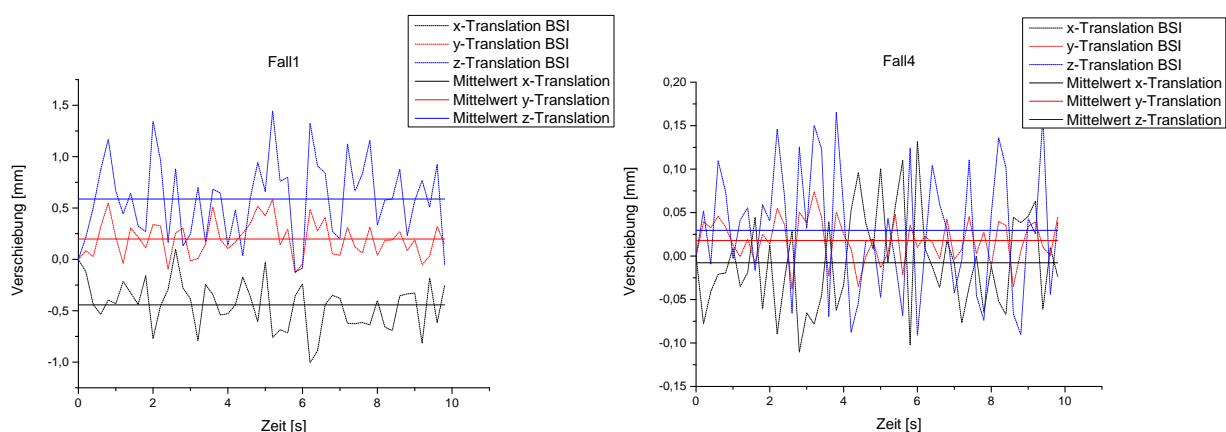
Abbildung 4.2.: Mögliche Fehlerquellen des verwendeten Gravitationskompensationssystems

Analog zu den Umlenkrollen weisen sowohl die verwendeten Kugelrollen als auch die verbauten Kugellager eine Reibungskraft auf, wodurch die BSDU in ihrer Bewegungen

beeinflusst wird. Des Weiteren wird deutlich, dass der mittlere Rahmen aufgrund der Masse der BSDU tordiert. Die Biegung des Profils führt zu einem Höhenversatz zwischen den parallel und senkrecht zur Mastachse verlaufenden Kugellager. Dadurch ist die BSDU nicht mehr exakt in ihrem Schwerpunkt gelagert. Der Versatz bewirkt ein Rückstellmoment, welches sich auf die Lagerung parallel zur Boomachse auswirkt. Die Lagerachse senkrecht zum Mast liegt weiterhin im Schwerpunkt und ist durch die Absenkung nicht betroffen. Deshalb wird vor allem der Lastfall 7 davon beeinflusst, da dieser eine Torsionsbelastung vorsieht.

Fehlerquellen des Messsystems

Das verwendete Messsystem MoveInspect HR zeichnet die Positionsveränderung der angebrachten Messpunkte während der Versuchsdurchführung auf. Die Entfernung des Kamerasystems zu den Punkten richtet sich nach der ausgefahrenen Mastlänge. Zu Beginn der Versuchsdurchführungen ist der Mast voll entfaltet, wodurch die Messpunkte der BSDU und der BSI sehr weit auseinander liegen. Um dennoch alle Punkte durch das Kamerasystem zu erfassen, muss der Abstand zu den Messpunkten vergrößert werden. Dies wirkt sich wiederum negativ auf die Genauigkeit der Messungen aus. Mit zunehmender Anzahl der Tests wird der Mast aufgrund entstandener Beschädigungen stückweise eingerollt. Dadurch lässt sich die Entfernung zwischen dem Kamerasystem und den Messpunkten verringern und eine Verbesserung der Messergebnisse erzielen. Die Abhängigkeit der Messungenauigkeit zur ausgefahrenen Mastlänge ist in Abbildung 4.3 dargestellt.



(a) Nullmessung BSI für Grenzfall 1, $L=2750$ mm (b) Nullmessung BSI für Grenzfall 4, $L=750$ mm

Abbildung 4.3.: Vergleich der BSI-Nullmessung zur Verdeutlichung der Messabweichung des Messsystems MoveInspect HR

Bei der Nullmessung werden die Positionen der BSDU und der BSI vermessen, wobei sich das System in Ruhe befindet. Folglich findet keine Verschiebung statt, weshalb sich die in Abbildung 4.3 gezeigten Abweichungen auf die Ungenauigkeit des Messsystems zurückführen lassen. Aufgetragen sind in beiden Bildern die drei translatorischen Verschiebungen der BSI und ihre jeweiligen Mittelwerte über eine Zeit von 10 s. Im linken Bild (a) ist die Nullmessung der BSI für den Grenzfall 1 dargestellt, bei welchem die ausgefahrene Mastlänge 2750 mm beträgt. Der Maximalwert der gemessene z-Translation (blau) beträgt 1,5 mm und weicht erheblich von der Nullverschiebung ($y=0$ mm) ab. Dies gilt ebenfalls für das Maximum der x-Translation, welches mit $-1,4$ mm im negativen Bereich liegt.

Bei der Nullmessung im rechten Bild (b) beträgt die ausgefahrenen Mastlänge 750 mm, wodurch sich die Maximalwerte deutlich der eigentlichen Nullverschiebung annähern. Für die z-Verschiebung beträgt die größte Abweichung zur Nullverschiebung ($y=0$ mm) nur 0,16 mm, was einem Zehntel des Maximalwerts aus Bild (a) entspricht. Der allgemeine Vergleich beider Fälle zeigt, dass sich die Messungenauigkeit bei einer Verkürzung der Mastlänge von 2000 mm um einen Faktor von über 10 reduzieren lässt. Für die letztendliche Versuchsauswertung sind jedoch auch die größeren Abweichungen akzeptabel, weshalb die aufgenommenen Messdaten nicht verworfen werden.

Fehlerquellen der Präzisionswaage

Um eine symmetrische Belastung beider Segelspulen zu erreichen, werden die Behälter vor der Krafteinleitung mit der selben Menge an Wasser gefüllt. Zur Überprüfung der eingefüllten Wassermasse wird die Präzisionswaage PCB 3500 – 2 der Firma KERN verwendet. Die Ablesbarkeit beträgt 0,01 g. Für die Durchführung der Belastungstest werden Massen von mehr als 100g abgewogen, weshalb die Ungenauigkeit zu vernachlässigen ist.

Fehlerquellen in der Herstellung der CFK-Masten

Einen erheblichen Einfluss auf die ertragbare Belastung hat hingegen die Fertigungsqualität der CFK-Masten. Um eine möglichst reproduzierbare Herstellung der Booms zu garantieren, wurde am DLR ein eigenes Fertigungsverfahren entwickelt. Dabei werden die beiden Halbschalen zunächst separat gefertigt und anschließend miteinander verklebt. Durch den nur teilweise automatisierten Prozess ist es möglich, dass es während der Fertigung zu Fehlstellen kommt, welche zu inhomogenen Bauteileigenschaften führen. Darüber hinaus ist zu erwähnen, dass es sich bei den beiden zur Verfügung stehenden CFK-Masten um

bereits belastete Bauteile handelt. Vorhandene Imperfektionen, welche die Belastungsgrenze herabsetzten, können daher nicht ausgeschlossen werden.

4.3. Auswertung der Testergebnisse

Zur Verbesserung der Übersicht erfolgt die Darstellung der Testergebnisse in drei verschiedenen Kategorien. Diese richten sich nach dem Ort der Krafteinleitung und lassen sich folgendermaßen unterteilen:

1. Krafteinleitung am oberen Lastangriffspunkt: Fall 1, Fall 3, Fall 5
2. Krafteinleitung am unteren Lastangriffspunkt: Fall 2, Fall 4, Fall 6
3. Krafteinleitung am oberen und unteren Lastangriffspunkt: Fall 7

Die erste Kategorie umfasst die relevanten Lastfälle 1, 3 und 5, bei denen die Kraft am oberen Lastangriffspunkt eingeleitet wird. In der zweiten Kategorie sind die Fälle 2, 4 und 6 gelistet, wo die Krafteinleitung am unteren Lastangriffspunkt erfolgt. Die letzte Kategorie beinhaltet Fall 7, welcher eine Torsionsbelastung vorsieht. Die verschiedenen Fälle der jeweiligen Kategorie weisen ein relativ ähnliches Verhalten während der Versuchsdurchführung auf. Daher wird zunächst anhand eines Lastfalls das typische Bewegungsverhalten der BSDU und dem damit verbundenen Versagen des CFK-Booms für jede Kategorie dargestellt. Anschließend werden die Fälle untereinander verglichen und diskutiert.

4.3.1. Krafteinleitung am oberen Lastangriffspunkt

Fall 1, mit $\alpha = 15^\circ$

Die Durchführung der Belastungstests für den ersten kritischen Lastfall erfolgt unter einem Lastangriffswinkel von $\alpha = 15^\circ$. Tabelle 4.1 gibt eine Übersicht über die gefahrenen Versuche. Durch eine Veränderung der aufgebrachten Wassermasse, ist es mit steigender Anzahl von Versuchsdurchläufen möglich die kritische Belastung näher einzugrenzen. Der gefundene Grenzfall ist in Tabelle 4.1 grau hinterlegt und wird für die anschließenden Diskussion verwendet. Dabei handelt es sich um den Durchgang, bei dem das System unter der zuvor eingegrenzten Maximalbelastung versagt. Die Belastung $F_{L/R}$ setzt sich aus der Reibungskraft der Umlenkrollen $F_{U,reib}$ und der aufgebrachten Gewichtskraft F_G pro Segelspule zusammen. Die Reibungskraft $F_{U,reib}$ wird aus Diagramm 3.12 entnommen.

Tabelle 4.1.: Auflistung der Versuchsdurchläufe für den Belastungsfall 1

Durchläufe	Gewichtskraft F_G / N	Belastung $F_{L/R}$ / N	Versagen	Grenzfall
1. Durchlauf	4,91	6,16	ja	nein
2. Durchlauf	1,96	2,56	nein	nein
3. Durchlauf	2,45	3,2	nein	nein
4. Durchlauf	2,94	3,79	ja	nein
5. Durchlauf	2,45	3,2	ja	ja

Unter den vorliegenden Randbedingungen des ersten Belastungsfalls tritt ein Bauteilversagen bei einer symmetrischen Belastung von 3,2 N an jeder Segelspule ein. Die während der Versuchsdurchführung aufgezeichneten Verschiebungen der BSDU sind in den Abbildung 4.4 und 4.5 in Form von Weg-Zeit-Diagrammen graphisch dargestellt. Abbildung 4.4 beinhaltet die rotatorische Verdrehungen um die drei Koordinatenachsen. Zu Beginn der Aufzeichnung ($0 \text{ s} < t < 2,2 \text{ s}$) sind keine Verdrehungen der BSDU zu erkennen, da sich der Motor zur Mastentfaltung bis zu diesem Zeitraum noch in Ruhe befindet.

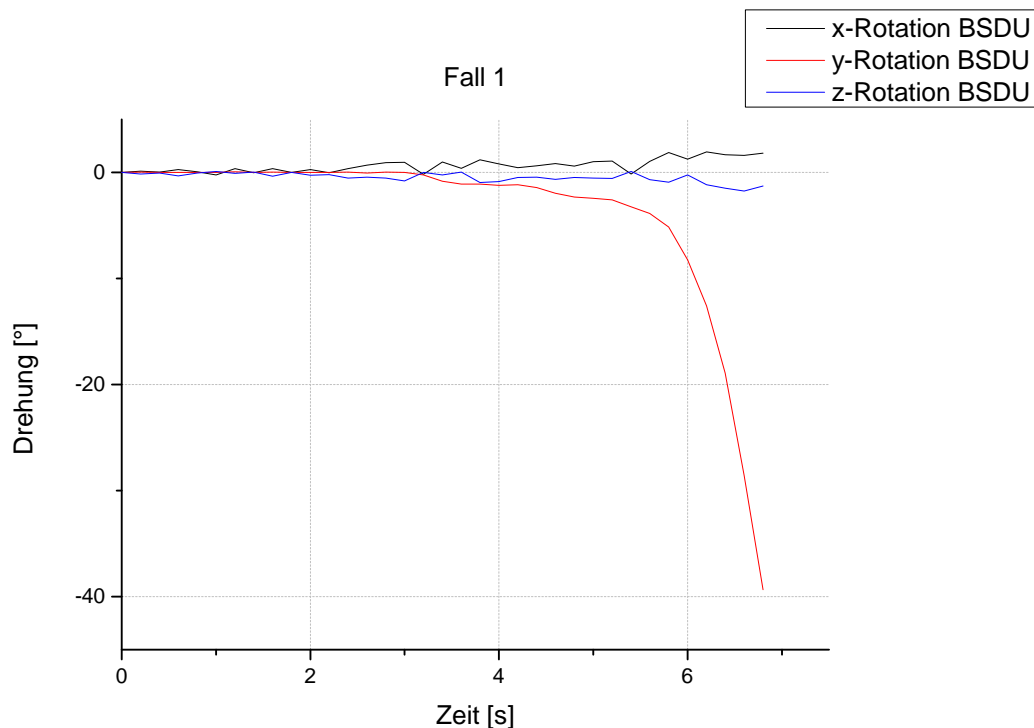


Abbildung 4.4.: Rotatorische Bewegung der BSDU: [Fall 1, Durchgang 5]

Durch das Einleiten des Entfaltungsprozesses ($t > 2,2$ s) führt die BSDU eine zunächst langsam steigende negative Verdrehung um die y-Achse durch. Die beiden anderen Rotationverläufe (x und z) verlaufen weiterhin relativ konstant nahe der Nullverschiebung. Zu beobachten ist, dass der Verlauf der y-Rotation (rot) bei $t = 5,5$ Sekunden stark monoton abfällt und nach ca. 6,5 Sekunden die maximale Verdrehung von $39,3^\circ$ erreicht. Der Beginn (5,5 s) dieser hochdynamischen Verdrehung ist gleichzeitig der Zeitpunkt des Bauteilversagens.

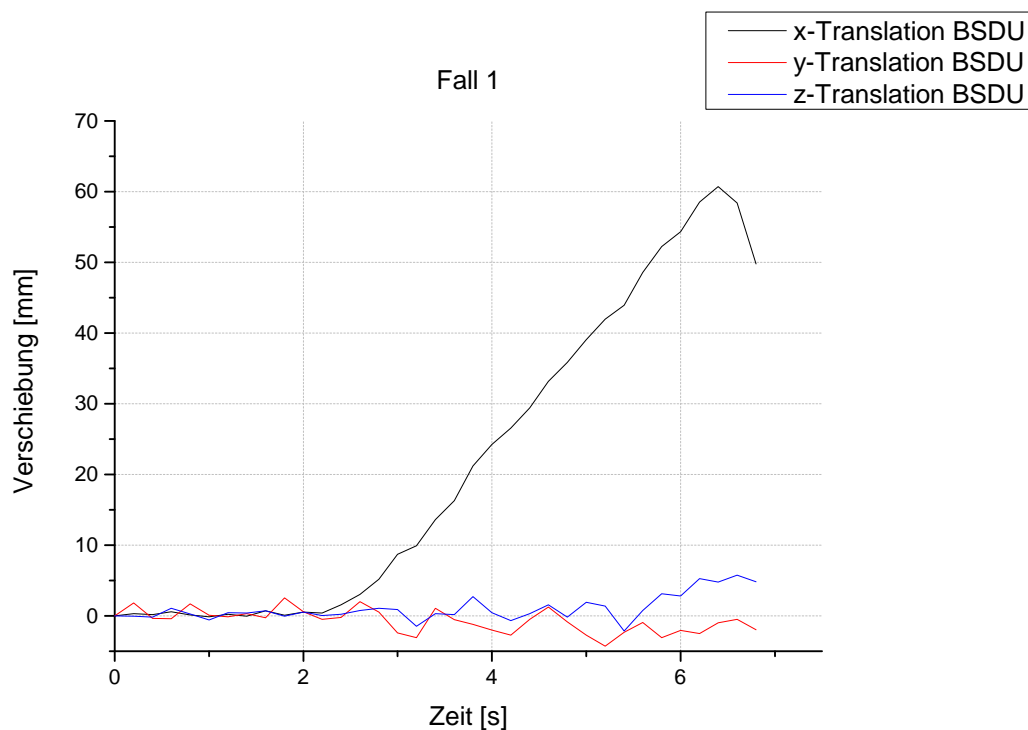


Abbildung 4.5.: Translatorische Bewegung der BSDU: [Fall 1, Durchgang 5]

Abbildung 4.5 zeigt die translatorische Bewegung der BSDU während der Versuchsdurchführung. Dabei steigt die Verschiebung in x-Richtung (schwarz) nach der Motoreinschaltung ($t = 2,2$ s) zunächst linear an. Bei $t = 6,3$ Sekunden erreicht die BSDU mit 60,7 mm ihre maximale x-Verschiebung. Die Differenz zum Zeitpunkt des Bauteilversagens ($t = 5,5$ s) zeigt, dass die BSDU während der Kippbewegung zunächst weiter translatorisch verfährt.

Mit Eintritt des Versagens, verliert das System seine Stabilität und die aufgebrachte Kraft bewirkt eine Rückfahrbewegung der BSDU. Dieser Effekt wird in Abbildung 4.5 durch den negativen Verlauf der x-Translation dargestellt. Sowohl die y-Translation, als auch die Verschiebung in z-Richtung nehmen in Abbildung 4.5 von Beginn an ($t = 0$) einen oszillierenden Verlauf an.

Schadensanalyse

Durch die Abhängigkeit der BSDU-Bewegung zum Ort der Krafteinleitung, wird auch das letztendliche Bauteilversagen maßgeblich von diesem Parameter beeinflusst. Dies führt wiederum zu einem vergleichbaren Schadensbild für Lastfälle mit identischem Lastangriffspunkt. Für die anschließende Diskussion ist nicht nur der Zeitpunkt des Materialversagens von Bedeutung, sondern auch die dadurch entstandenen Materialbeschädigungen. Zur Beschreibung des letztendlichen Beulmusters werden drei verschiedene Zeitpunkte nach eintreten des Bauteilversagens dargestellt

- Schadensbild zu Beginn des Bauteilversagens
- Schadensbild nach der BSDU-Verdrehung
- Schadensbild nach Beendigung der Versuchsdurchführung

Schadensbild zu Beginn des Bauteilversagens

Abbildung 4.6 zeigt zwei zeitlich versetzte Aufnahmen des Übergangsbereichs, nach dem Eintritt des Bauteilversagens durch zu hohe Belastung. Als Übergangsbereich wird der Abschnitt bezeichnet, in dem der Mast vom plattgedrückten Zustand in den entfalteten Zustand übergeht. Das linke Bild (a) zeigt den Mast und die BSDU unmittelbar nach Eintritt des Bauteilversagens. In der Flanschebene der CFK-Struktur ist ein leichtes Verbeulen sichtbar. Mit zunehmender Dauer (Bild (b)), verstärkt sich die Deformation der Maststruktur am Ausgang der BSDU. Die zeitliche Differenz zwischen den beiden Bildern in Abbildung 4.6 wird zu dem durch den unterschiedlichen Grad der BSDU-Verdrehung ersichtlich.



(a) Beulentwicklung zu Beginn des Versagens

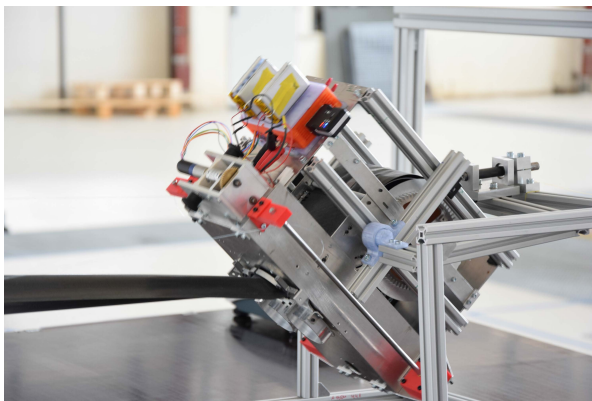


(b) Beulentwicklung mit fortschreitender Verdrehung der BSDU

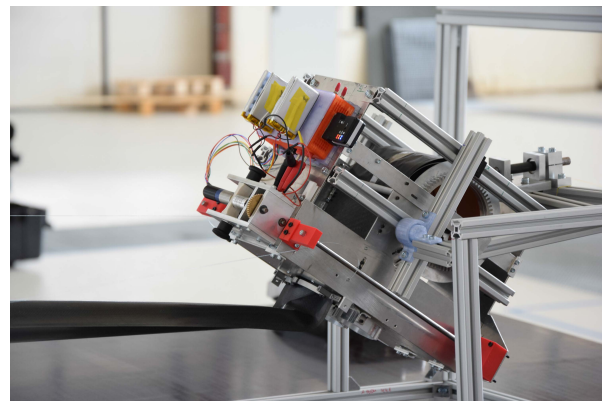
Abbildung 4.6.: Beulentwicklung beim Eintritt des Bauteilversagens, [Lastangriffspunkt oben]

Schadensbild nach der BSDU-Verdrehung

Die richtungsabhängige Verdrehung der BSDU, ist in Abbildung 4.7 für die Krafteinleitung am oberen Lastangriffspunkt dargestellt. Dabei werden analog zu Abbildung 4.6 zwei verschiedene Zeitpunkte betrachtet.



(a) Lage der BSDU während der Verdrehung



(b) Lage der BSDU nach Ende der Versuchsdurchführung

Abbildung 4.7.: Typische Verdrehung der BSDU durch eine Belastung am oberen Lastangriffspunkt

Das linke Bild zeigt die BSDU während ihrer Rotationsbewegung um die y-Achse. Der Boom verläuft dabei im Übergangsbereich geradlinig und ohne erkennbare Verformungen. Nach Abschluss der Versuchsdurchführung befindet sich die BSDU in ihrer Endposition, welche

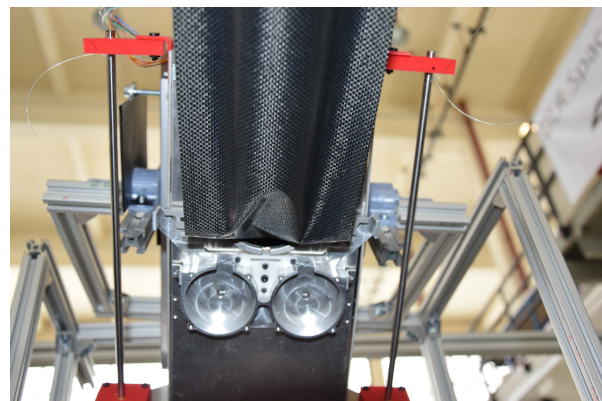
in Bild (b) dargestellt ist. Im Vergleich zu Bild (a) hat sich der Grad der Verdrehung weiter erhöht. Des Weiteren ist der Mast in der Nähe der BSDU eingeknickt, was zu massiven Deformationen in der Bauteilstruktur führt.

Schadensbild nach Beendigung der Versuchsdurchführung

Nach Beendigung der Versuchsdurchführung befindet sich das System wieder in Ruhe, wodurch sich ein abschließendes Beulmuster einstellt. Abbildung 4.8 (a) zeigt die durch das Einknicken entstandenen Verformungen auf der oberen CFK-Halbschale des Booms. Die Höhe (in x-Richtung) auf welcher das Bauteil knickt bildet zugleich das Zentrum der größten Beule. Diese liegt aus der Boommitte leicht nach links versetzt. In Richtung der Flansche (links, rechts) nehmen die Deformationen ab und der Mast nimmt wieder seine eigentliche Oberflächenstruktur an.



(a) Beulmuster auf der oberen CFK-Halbschale



(b) Beulmuster auf der unteren CFK-Halbschale

Abbildung 4.8.: Detaillierte Darstellung der Beulen nach Beendigung der Versuchsdurchführung, [Lastangriffspunkt oben]

In Bild (b) sind die entstandenen Deformationen auf der unteren CFK-Halbschale abgebildet. Zu erkennen ist ein nahezu symmetrischer Verlauf entlang der Boomachse. In der Boommitte befindet sich eine stark ausgebildete Beule, welche sich in Richtung der oberen Halbschale entfaltet. Vergleichbar mit Bild (a), sind keine Verformungen an den Rändern zu erkennen. In Entfaltungsrichtung verläuft die Beule parabelförmig und verliert zum Scheitelpunkt an Intensität. Danach sind keine weiteren Verformungen in der Bauteilstruktur erkennbar.

4.3.2. Krafteinleitung am unteren Lastangriffspunkt

Fall 2, mit $\alpha = 15^\circ$

Die Beschreibung der Versuchsabläufe in denen die Belastung am unteren Punkt der Segelspulen eingeleitet wird, erfolgt anhand des zweiten kritischen Lastfalls. Analog zum ersten Fall findet die Krafteinleitung unter einem Angriffswinkel von $\alpha = 15^\circ$ statt. Zur Abschätzung der kritischen Belastung wurden fünf Versuchsdurchläufe benötigt, welche in Tabelle 4.2 zusammengefasst sind.

Tabelle 4.2.: Auflistung der Versuchsdurchläufe für den Belastungsfall 2

Durchläufe	Gewichtskraft F_G / N	Belastung $F_{L/R}$ / N	Versagen	Grenzfall
1. Durchlauf	1,96	2,56	ja	nein
2. Durchlauf	1,47	1,97	ja	nein
3. Durchlauf	0,98	1,35	nein	nein
4. Durchlauf	1,23	1,68	nein	nein
5. Durchlauf	1,47	1,97	ja	ja

Zu erkennen ist, dass es aufgrund zu hoher Belastung bereits in den ersten beiden Versuchsdurchgängen zu einem Versagen gekommen ist (vg. Tab. 4.2). Die Reduktion der aufgetragenen Masse in Durchgang 3 führt zu einem stabilen Systemverhalten ohne Bauteilversagen. Anschließend wird die kritische Last von 1,97 N durch eine schrittweise Erhöhung der Belastung ermittelt. Aus Tabelle 4.2 wird ersichtlich, dass bereits der 2. Durchlauf mit der kritischen Kraft durchgeführt wurde. Jedoch lagen zu diesem Zeitpunkt keine weiteren Messreihen mit geringeren Belastungen vor, weshalb der 5. Durchlauf als Grenzfall deklariert wird.

Abbildung 4.9 zeigt die während des 5. Versuchsdurchlaufs auftretenden rotatorischen Verschiebungen der BSDU. Zu Beginn der Aufzeichnung ($t < 1,8$ s) verlaufen alle drei Rotationen nahe der Nullachse. Mit Einleitung des Entfaltungsprozesses bei ca. 1,8 Sekunden führt die BSDU eine geringfügige Verdrehung von 2° um die y-Achse aus und hält diese Position für einen Zeitraum von ca. 12 Sekunden, bis $t \approx 14$. Ab diesem Zeitpunkt beginnt die BSDU aufgrund des Bauteilversagens zu verkippen. Die Verdrehung bis ca. 15° erfolgt dabei zunächst relativ langsam. Ab $t = 16$ s kommt es zu einer steilen Zunahme der Verkipfung, welche ihr Maximum von 57° bei ca. 19,2 Sekunden erreicht.

Sowohl die x-, als auch die z-Rotation verlaufen bis zum Zeitpunkt ($t < 16$ s) weiterhin konstant entlang der Nullachse. Erst danach kommt es auch in diesen Richtungen zu geringen Verdrehungen. Die x-Rotation nimmt dabei kurzzeitig zu ($14 \text{ s} < t < 17 \text{ s}$), nähert sich anschließend jedoch wieder der Nullachse an. Im Gegensatz dazu bleibt die Rotation um die z-Achse bis zur Beendigung der Messaufzeichnung bestehen.

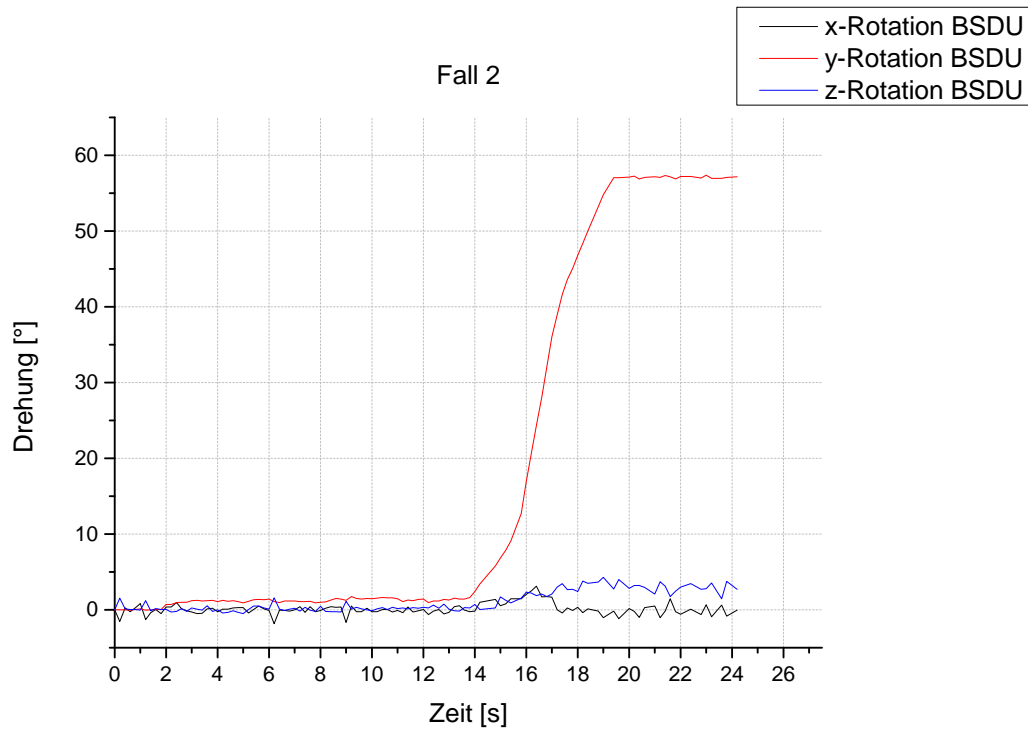


Abbildung 4.9.: Rotatorische Bewegung der BSDU: [Fall 2, Durchgang 5]

Die vom Messsystem aufgezeichneten translatorischen Bewegungen der BSDU sind für den Grenzfall (5. Durchlauf) in Abbildung 4.10 graphisch dargestellt. Analog zu Abbildung 4.5 verschiebt sich die BSDU mit Beginn des Entfaltungsprozesses ($t = 2$ s) gradlinig entlang der x-Koordinatenachse. Die y- bzw. z-Translation verläuft in der Abbildung beinahe konstant bei Null. Zu erkennen sind einzelne minimale Verschiebungen entlang der y-Achse (z.B. bei $t = 4,2$ s), welche mit zunehmender Dauer jedoch abklingen. Erst nach dem die BSDU ihre maximale x-Verschiebung mit $s \approx 199$ mm erreicht hat, steigt auch die z-Verschiebung bei $t = 15$ s an und erreicht mit $s \approx 10$ mm nach einer Dauer von 16,2 s ihr Maximum. Im Gegensatz zur z-Translation findet in y-Richtung keine bemerkenswerte Verschiebung statt.

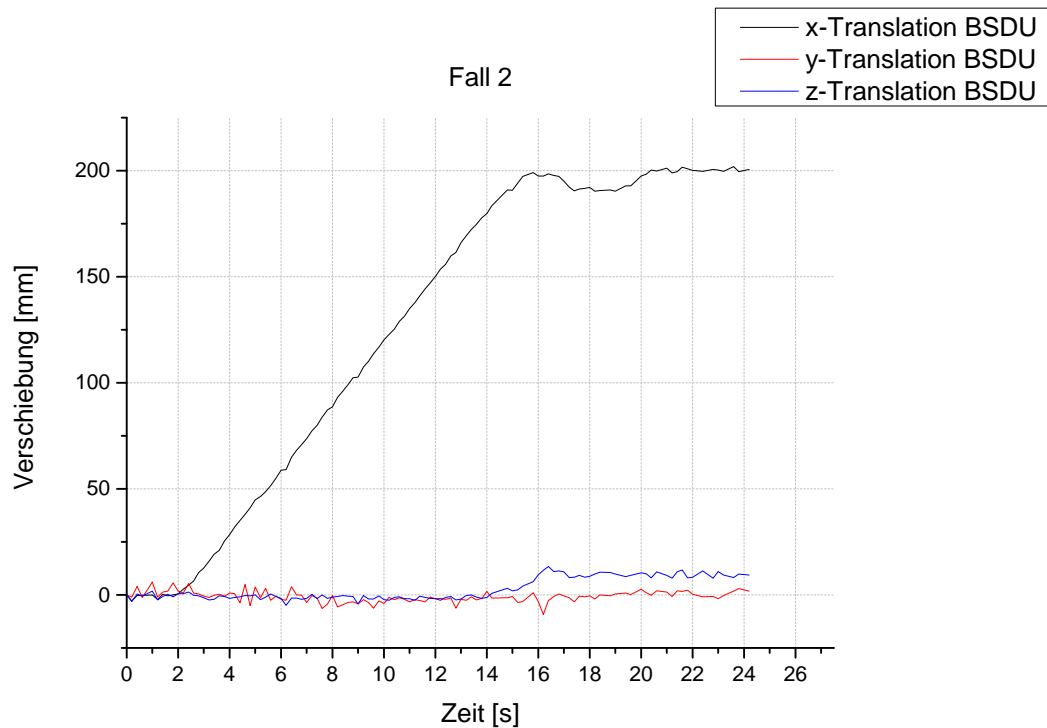
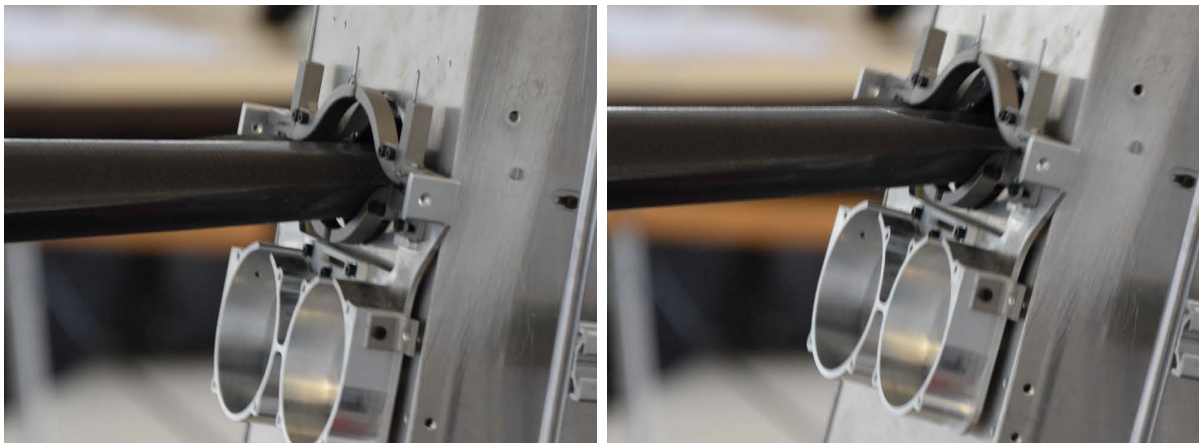


Abbildung 4.10.: Translatorische Bewegung der BSDU: [Fall 2, Durchgang 5]

Schadensbild zu Beginn des Bauteilversagens



(a) Beulentwicklung zu Beginn des Versagens

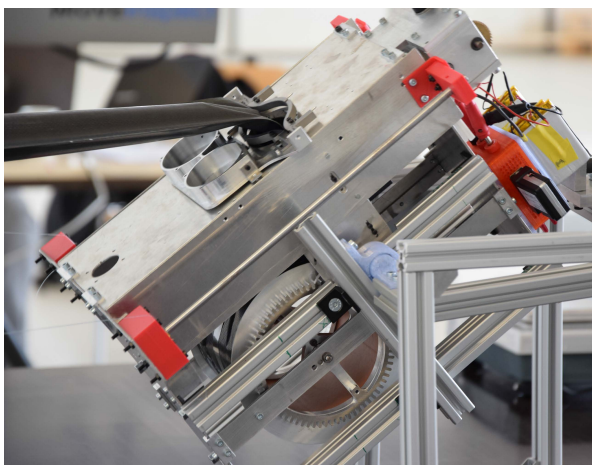
(b) Beulentwicklung mit fortschreitender Verdrehung der BSDU

Abbildung 4.11.: Beulentwicklung beim Eintritt des Bauteilversagens, [Lastangriffspunkt unten]

Für die Lastfälle bei denen die Krafteinleitung an den unteren Punkten der Segelspulen erfolgt, wurde während der verschiedenen Versuchsdurchgänge ein ähnlicher Beulverlauf festgestellt. Abbildung 4.11 zeigt die typische Beulentwicklung unmittelbar nach Eintritt des Bauteilversagens. In Bild (a) ist keine sichtbare Verformung der CFK-Struktur erkennbar, wohingegen der Mast in Abbildung 4.11 (b) auf der Oberseite beult. Die Verformung erstreckt sich entlang der Boomachse und wird mit zunehmendem Abstand zur BSDU geringer.

Schadensbild nach der BSDU-Verdrehung

Mit fortschreitendem Bauteilversagen nimmt die Verdrehung der BSDU um die y-Achse zu. In Abbildung 4.12 sind zwei aufeinander folgende Zeitpunkte der Verdrehung dokumentiert. Bild (a) zeigt die BSDU während der durch das Versagen hervorgerufenen Drehbewegung. Dabei ist ersichtlich, dass die in Abbildung 4.11 (b) dargestellte Beule auf der oberen Halbschale weiter angewachsen ist. Im rechten Bild (b) befindet sich die BSDU in ihrer Ruheposition nach Abbruch der Versuchsdurchführung. Der Mast ist in diesem Zustand stark geknickt und im Vergleich zu Bild (a) ist die Boomstruktur erheblich verformt.



(a) Lage der BSDU während der Verdrehung



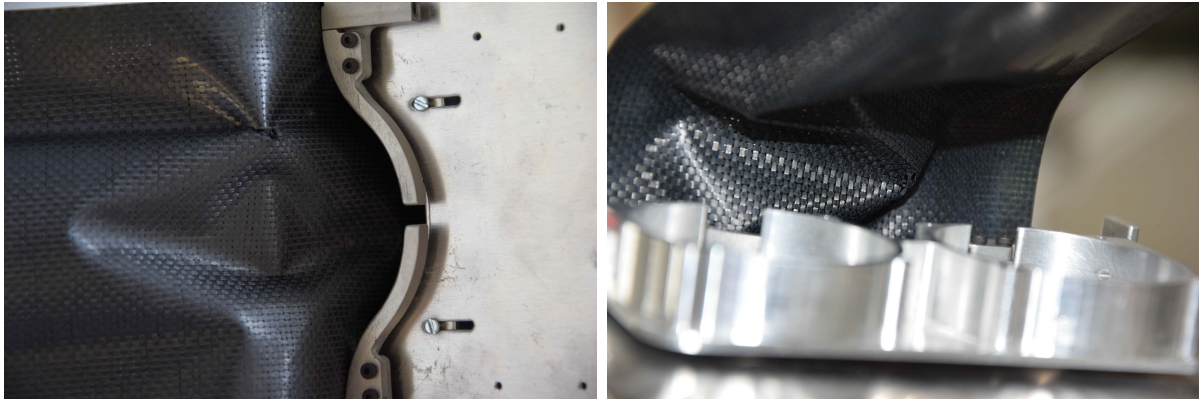
(b) Lage der BSDU nach Ende der Versuchsdurchführung

Abbildung 4.12.: Typische Verdrehung der BSDU durch eine Belastung am unteren Lastangriffspunkt

Schadensbild nach Beendigung der Versuchsdurchführung

Basierend auf der in Abbildung 4.12 (b) beschriebenen Position der BSDU stellen sich nach der Versuchsdurchführung die in Abbildung 4.13 dargestellten Beulmuster ein.

Auf der oberen Halbschale bildet sich eine starke Beule, welche sich in die Bildebene entfaltet. Zudem ist eine Materialbeschädigung an der oberen Beulumrandung sichtbar. In der Mitte der Beule ist die Biegekante zu erkennen, wo die Beule ihren größten Querschnitt hat. Ausgehend von der Biegekante verläuft die Beule nach rechts in die BSDU und in die Gegenrichtung symmetrisch entlang der Boomachse.



(a) Beulmuster auf der oberen CFK-Halbschale

(b) Beulmuster auf der unteren CFK-Halbschale

Abbildung 4.13.: Detaillierte Darstellung der Beulen nach Beendigung der Versuchsdurchführung, [Lastangriffspunkt unten]

In Bild (b) ist die Unterseite des CFK-Masts abgebildet. Analog zu Bild (a) befindet sich auch auf dieser Seite eine starke Deformation in der Boommitte, welche sich ebenfalls in die Bildebene entfaltet. Die Verformung verläuft senkrecht zur Boomachse und nimmt an der Biegekante ihre maximale Tiefe an. Darüber hinaus sind im oberen Bildbereich weitere Deformationen zu erkennen.

4.3.3. Krafteinleitung am oberen und unteren Lastangriffspunkt

Fall 7, mit $\alpha = 45^\circ$

Die letzte Kategorie der Unterteilung in Abschnitt 4.3 wird durch den Fall 7 repräsentiert. Für diesen Lastfall wird die linke Segelspule am oberen Lastangriffspunkt belastet, wohingegen die Krafteinleitung rechts am unteren Punkt erfolgt. Die Konfiguration der verschiedenen Lastangriffspunkte spiegelt sich in der Höhe der kritischen Belastung wieder. In Tabelle 4.3 sind die verschiedenen Versuchsdurchgänge zur Ermittlung der Grenzbelastung aufgelistet. Die ersten vier Testdurchläufe verliefen ohne Materialversagen, weshalb diese für die letztendliche Diskussion irrelevant sind. Die kritische Kraft wird mit 10,93 N im 5. Versuchsdurchgang erreicht. Aufgrund starken Materialbeschädigungen durch die Verdrillung des Booms konnten keine weiteren Versuche gefahren werden. Daher ist es nicht möglich die kritische Belastungsgrenze für diesen Fall näher einzugrenzen.

Tabelle 4.3.: Auflistung der Versuchsdurchläufe für den Belastungsfall 7

Durchläufe	Gewichtskraft F_G / N	Belastung $F_{L/R}$ / N	Versagen	Grenzfall
1. Durchlauf	5,40	6,76	nein	nein
2. Durchlauf	5,89	7,34	nein	nein
3. Durchlauf	6,87	8,52	nein	nein
4. Durchlauf	7,85	9,55	nein	nein
5. Durchlauf	8,83	10,93	ja	ja

Analog zu den vorherigen Kategorien, wird zunächst die BSDU-Verdrehung anhand eines Weg-Zeit-Diagramms beschrieben. In Abbildung 4.14 ist die Rotationsbewegung der BSDU über die Versuchsdauer aufgetragen. Infolge der unterschiedlichen Lastangriffspunkte kommt es bereits zu Beginn der Messung zu einer Torsion der BSDU um die x-Achse von ca. 27° . Durch starten der Ausrollbewegung bei $t = 1,8$ s erhöht sich die Verdrehung auf 32° . Anschließend verläuft sie leicht steigend bis zu dem Zeitpunkt des Bauteilversagens ($t = 9,8$ s). Danach steigt die Rotation um die x-Achse kurzzeitig stark an, bis sie bei ca. $t = 10,6$ s ihren Maximalwert von 42° erreicht. Die y- und z-Rotation verlaufen beinahe symmetrisch entlang der x-Achse des Weg-Zeit-Diagramms. Jedoch stellt sich ab einem Zeitpunkt von ca. $t = 3,5$ s eine geringe Versetzung der y-Rotation ein. Letztendlich erreichen beide Verläufe in dem Zeitintervall von $t = [10,5 ; 11,5]$ s ihre maximale Verdrehung von $\approx 48^\circ$.

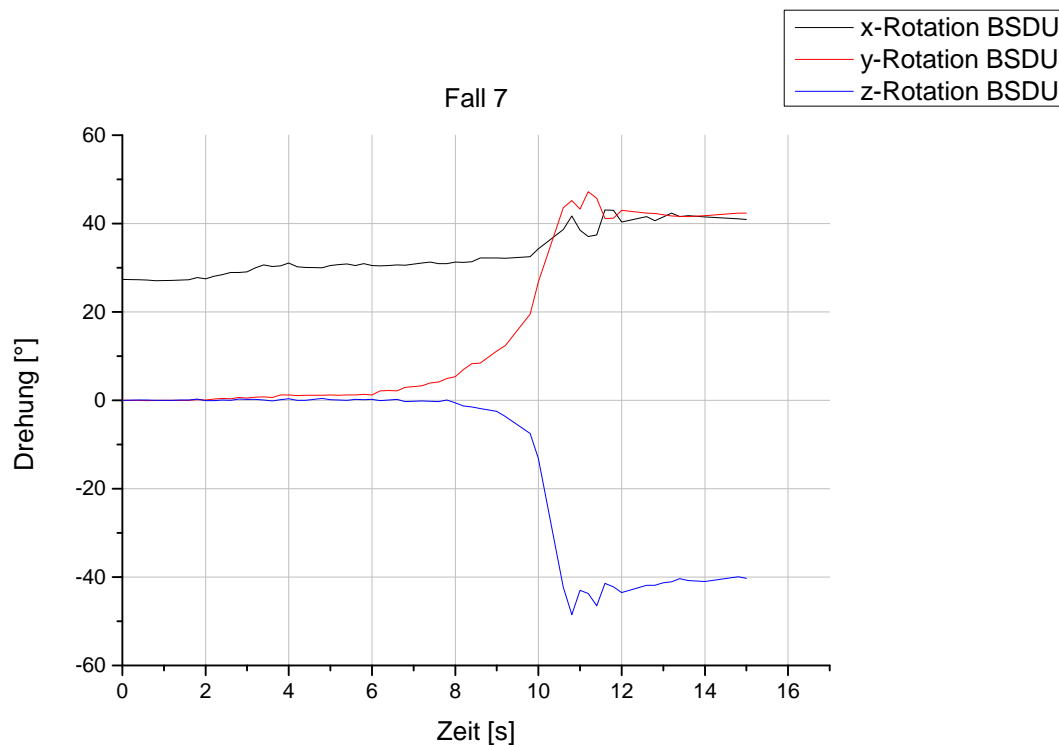


Abbildung 4.14.: Rotatorische Bewegung der BSDU: [Fall 7, Durchgang 5]

Ein annähernd achssymmetrischer Verlauf der y- und z-Translation ist des Weiteren in Abbildung 4.15 bis zum Zeitpunkt $t = 6$ s sichtbar. Danach nähert sich die y-Translation (rot) dem Wert der z-Verschiebung (blau) an. Bei $t = 9,8$ s schneiden sich beide Verläufe und verlaufen anschließend monoton fallend. Die z-Verschiebung erreicht bei $t = 11,6$ s ihr Maximum mit $s = -120$ mm. Grund dafür ist, dass die BSDU nach dem Versagen des CFK-Booms bei $t = 10$ s eine unkontrollierbare Bewegung vollzogen hat. Daher sind die Messwerte ab $t > 10,5$ s für eine spätere Diskussion irrelevant. Die x-Verschiebung steigt zu Beginn ($2s < t < 10s$) linear und fällt nach Erreichen des Maximalwertes ($s = 140$ mm) bei $t = 10$ s stark ab.

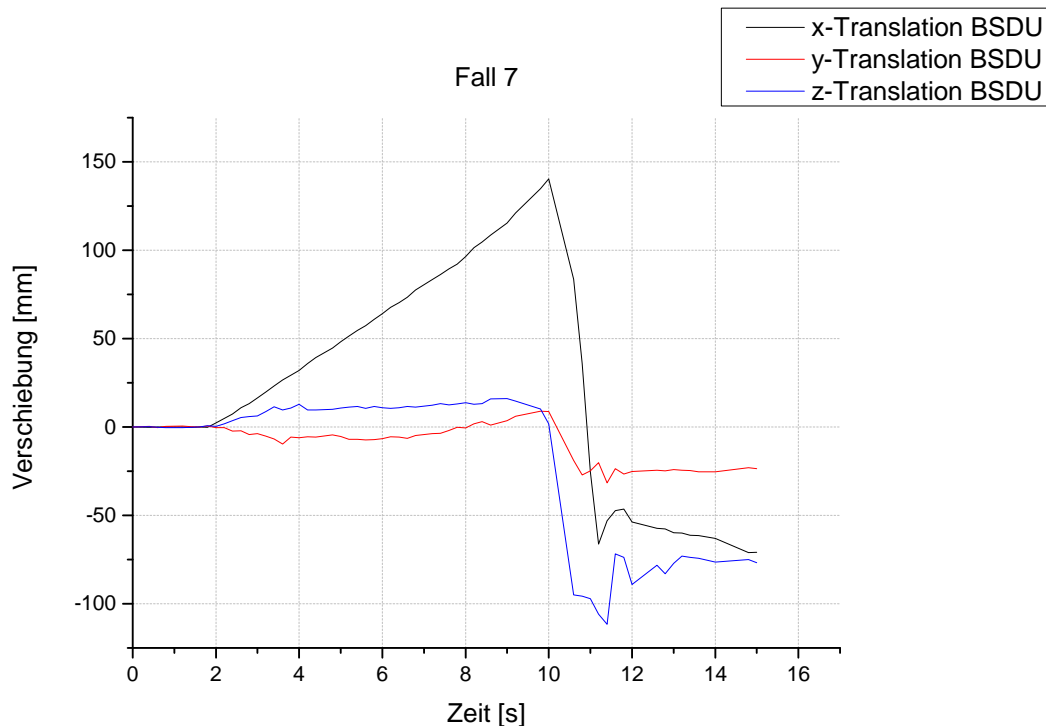
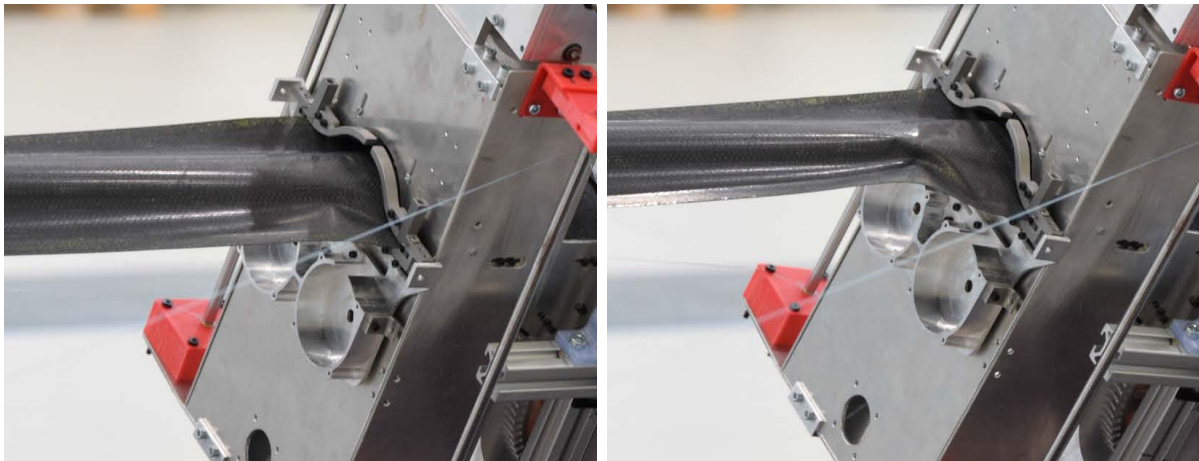


Abbildung 4.15.: Translatorische Bewegung der BSDU: [Fall 7, Durchgang 5]

Schadensbild zu Beginn des Bauteilversagens

Abbildung 4.16 zeigt zwei zeitlich versetzte Aufnahmen des Übergangsbereichs für den unter Torsionsbelastung durchgeführten Lastfall. Die ersten sichtbaren Verformungen nach Eintritt des Bauteilversagens sind in Bild (a) dargestellt. In der Nähe der BSDU beginnt die untere Flanschebene zu beulen. Die Intensität der Verformung nimmt in Richtung der Mastmitte zu. Auf der anderen Boomseite verläuft der Flansch zwar etwas tordiert, jedoch ohne sichtbare Beulen in der CFK-Struktur. Die bereits zu Beginn vorhandene x-Rotation (vgl. Abb. 4.14) ist in Bild (a) durch die Verdrillung der BSDU ersichtlich.

Bild (b) dokumentiert die mit fortschreitendem Bauteilversagen wachsenden Verformungen an der CFK-Struktur des Booms. Zu erkennen ist die Beulentwicklung im unteren Flanschbereich. Der Ort der maximalen Verformung hat sich in Bild (b) weiter von der BSDU entfernt. Des Weiteren erstreckt sich die Beule über einen deutlich größeren Abschnitt. Vergleichbar mit Bild (a) verläuft die gegenüberliegende Flanschebene leicht verdrillt und ohne Deformationen.



(a) Beulentwicklung zu Beginn des Versagens

(b) Beulentwicklung mit fortschreitender Verdrehung der BSDU

Abbildung 4.16.: Beulentwicklung beim Eintritt des Bauteilversagens, [Torsion]

Schadensbild nach der BSDU-Verdrehung

Zur Erläuterung der entstandenen Materialbeschädigungen ist in Abbildung 4.17 (a) die Lage der BSDU während des Bauteilversagens dargestellt. Neben der Verdrillung (x-Rotation) aufgrund der Torsionsbelastung ist auch eine Verdrehung um die y-Achse erkennbar. Die in Abbildung 4.16 gezeigten Verformungen in der CFK-Struktur sind weiter angewachsen und der Mast beginnt unter der Verdrehung zu knicken.



(a) Lage der BSDU während der Verdehung

(b) Lage der BSDU nach Ende der Versuchsdurchführung

Abbildung 4.17.: Typische Verdrehung der BSDU durch eine Torsionsbelastung

In Bild (b) ist die BSDU in ihrer Ruhelage nach Abbruch der Versuchsdurchführung abgebildet. Die BSDU hat sich um die y-Achse verdreht, wohingegen eine Torsion nicht

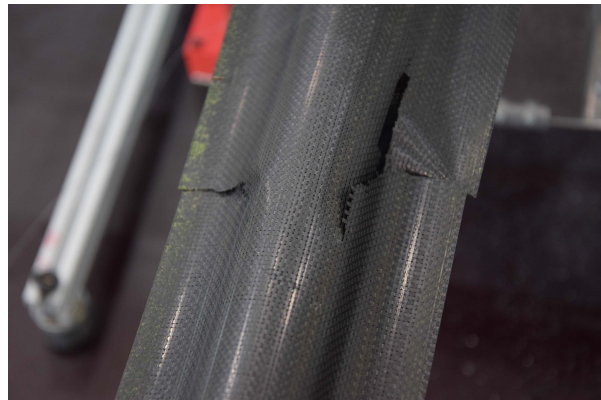
mehr zu erkennen ist. Der Boom läuft aus der BSDU stark gebogen in Richtung der oberen BSDU-Abdeckung, wo es zu extremen Materialbeschädigungen gekommen ist.

Schadensbild nach Beendigung der Versuchsdurchführung

Eine detaillierte Darstellung der entstandenen Materialbeschädigungen zeigt Abbildung 4.18. Im linken Bild ist nochmals der Boom in seiner letztendlichen Position nach der Versuchsdurchführung abgebildet. Zu erkennen sind die erheblichen Materialbeschädigungen, welche durch das Knicken des Booms entstanden sind. Bild (b) zeigt die Beschädigungen am entlasteten Mast. Abgebildet ist die obere Halbschale, auf welcher massive Faserbrüche sichtbar sind.



(a) Materialbeschädigung nach der Versuchsdurchführung



(b) Materialbeschädigungen auf der oberen CFK-Halbschale

Abbildung 4.18.: Materialbeschädigungen nach Beendigung der Versuchsdurchführung, [Torsion]

4.4. Diskussion der Testergebnisse

Im folgenden Abschnitt werden die getesteten Lastfälle miteinander verglichen und diskutiert. Zunächst erfolgt ein Vergleich der Lastfälle mit identischem Lastangriffspunkt.

4.4.1. Lastfälle mit einer Belastung am oberen Lastangriffspunkt

In Tabelle 4.4 sind die wichtigsten Daten der verschiedenen Lastfälle zusammengefasst, welche bei ein Krafteinleitung am oberen Lastangriffspunkt getestet wurden. Für die gesamte Versuchsdurchführung standen zwei verschiedene Booms zur Verfügung. Wie bereits in Abschnitt 4.2 erläutert, wurden die Masten zuvor in Biegeversuchen getestet. Daher sind Imperfektionen in der Bauteilstruktur nicht auszuschließen. Die Vermutung, dass die Bauteileigenschaften der verwendeten Booms durch Materialbeschädigungen nicht über die gesamte Boomlänge von $l_{Boom} = 3,8$ m vergleichbar sind, zeigen die in Tabelle 4.4 angegebenen maximal Belastungen der verschiedenen Lastfälle.

Tabelle 4.4.: Wichtige Daten der verschiedenen Lastfälle, [Angriffspunkt oben]

Lastfall	Angriffswinkel / °	Angriffspunkt	Belastung $F_{L/R}$ / N	Boomnummer
1	15	oben	3,2	1
3	22,5	oben	4,04	1
5	45	oben	3,79	2

Für Lastfall 3 wurde diese mit 4,04 N pro Segelspule ermittelt. Die symmetrische Krafteinleitung erfolgte unter einem Lastangriffswinkel $\alpha = 22,5^\circ$. In Lastfall 5 wurde der Winkel mit $\alpha = 45^\circ$ festgelegt. Für diesen Fall setzte das Bauteilversagen bei einer Belastung von 3,79 N pro Segelspule ein. Die Erweiterung des Lastangriffswinkels von $\alpha = 22,5^\circ$ für Fall 3 auf $\alpha = 45^\circ$ für Fall 5 bewirkt eine Richtungsänderung der Kraft $F_{L,R}$. Abbildung 4.19 zeigt schematisch die Abhängigkeit von $F_{L,R}$ zum Angriffswinkel α . Dargestellt sind drei verschiedene Positionen der Umlenkrollen ($\alpha = 15^\circ, \alpha = 45^\circ, \alpha = 90^\circ$). Die Segelkräfte $F_{L/R}$ verlaufen von der jeweiligen Umlenkrolle zur dazugehörigen Segelspule. Mit zunehmenden Angriffswinkeln richten sich die Kräfte F_L und F_R weiter zueinander aus. Durch diesen Effekt wird der Boom entlastet, weshalb das Bauteilversagen mit steigendem Angriffswinkel erst bei einer höheren Belastung eintritt. Für den Extremfall, dass die Lastangriffswinkel $\alpha = \alpha_L = \alpha_R = 90^\circ$ betragen, erfährt der Boom keine Belastung, da die

Kräfte $F_{L/R}$ sich vollständig aufheben. Daher müsste der in Tabelle 4.4 angegebene Wert der Maximalbelastung für den Fall 5 (3,79 N) betraglich größer sein als die mit 4,04 N ermittelte Belastung für Fall 3. Die geringe Anzahl an Versuchsdurchführung bietet jedoch keine Grundlage diese Vermutung statistisch abzusichern.

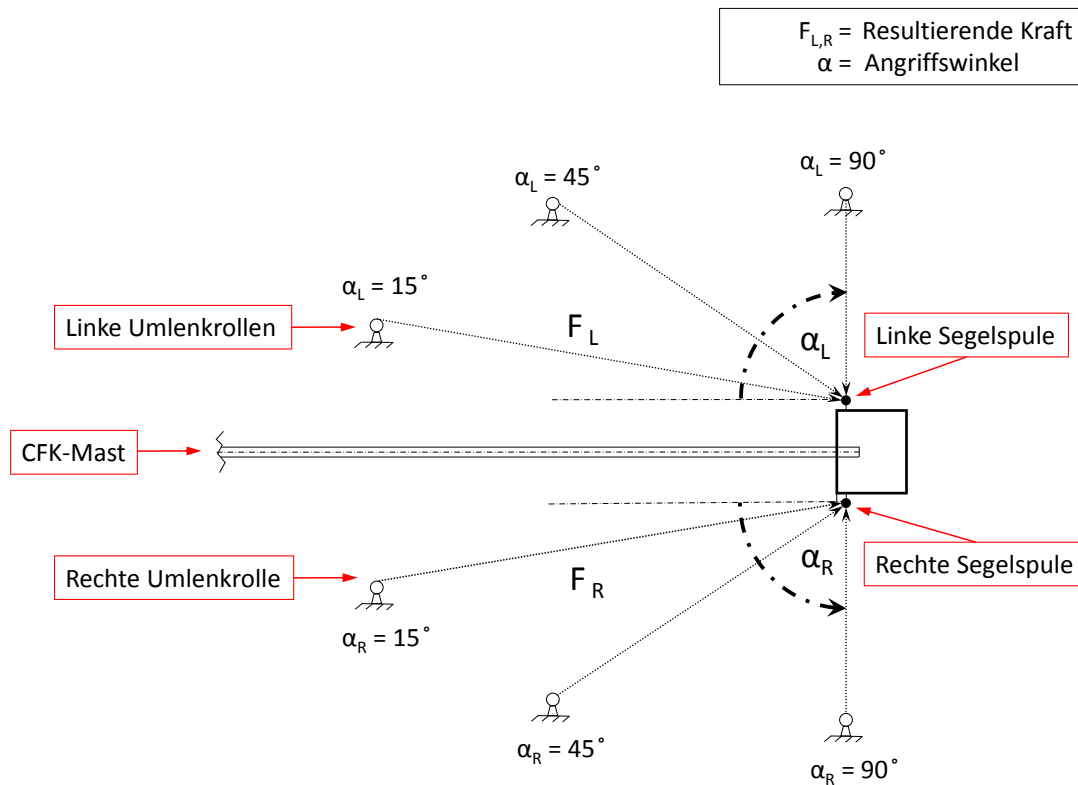


Abbildung 4.19.: Darstellung der Richtungsabhängigkeit zwischen dem resultierenden Kraftvektor F_{res} und dem Angriffswinkel α

Fall 1

Die für den Fall 1 aufgezeichneten translatorischen Verschiebungen der BSDU sind in Abbildung 4.5 aufgetragen. Mit Beginn des Entfaltungsprozesses ($t = 2,2$ s) rollt sich der Mast von der Trommel ab, wodurch sich die BSDU in x-Richtung verschiebt. Durch den treppenförmigen Verlauf der x-Translation ist ersichtlich, dass die Verfahrbewegung der BSDU in regelmäßigen Abständen ($t = 2,9$ s, $t = 4,1$ s, $t = 5,3$ s) in ihrer Dynamik unterbrochen wird. Vermutet wird, dass diese ruckartige Bewegung aus einer nicht gleichbleibenden Rotationsgeschwindigkeit der Trommel während der Boomentfaltung resultiert.

An der Trommel ist eine Rückstellbremse angebracht, welche in Abbildung 4.20 dargestellt ist. Dabei befindet sich an der Seite der Trommel ein Zahnrad, in das ein Federelement (hellblau) eingreift. Das dadurch erzeugte Rückstellmoment verhindert eine Selbstentfaltung des aufgewickelten Booms. Im Bezug auf den Abrollvorgang wirkt sich die Bremse dahingegen negativ aus, dass beim Kontakt von Federelement und Verzahnung zunächst das erzeugte Moment überwunden werden muss. Dies kann zu einer ungleichmäßigen Mastentfaltung führen, wodurch eine gleichmäßige Verfahrbewegung der BSDU verhindert wird. Des Weiteren wirkt sich die Rückstellbremse auf den in Abbildung 4.5 dargestellten Verlauf der z-Translation (blau) aus. Bis zu Beginn des Abrollvorgangs ($t = 2,2$ s) sind sehr geringe Abweichung zur Nullverschiebung zu erkennen. Diese sind auf die in Abschnitt 4.2 beschriebenen Ungenauigkeiten des Messsystems zurückzuführen. Der erste stärkste Ausschlag der z-Translation beginnt bei ca. $t = 3,0$ s, unmittelbar nach dem die x-Translation kurzzeitig einen flachen Verlauf annimmt. Anomalien im Verlauf sind darüber hinaus zu den Zeitpunkten $t = 4,1$ s und $t = 5,3$ s zu sehen.

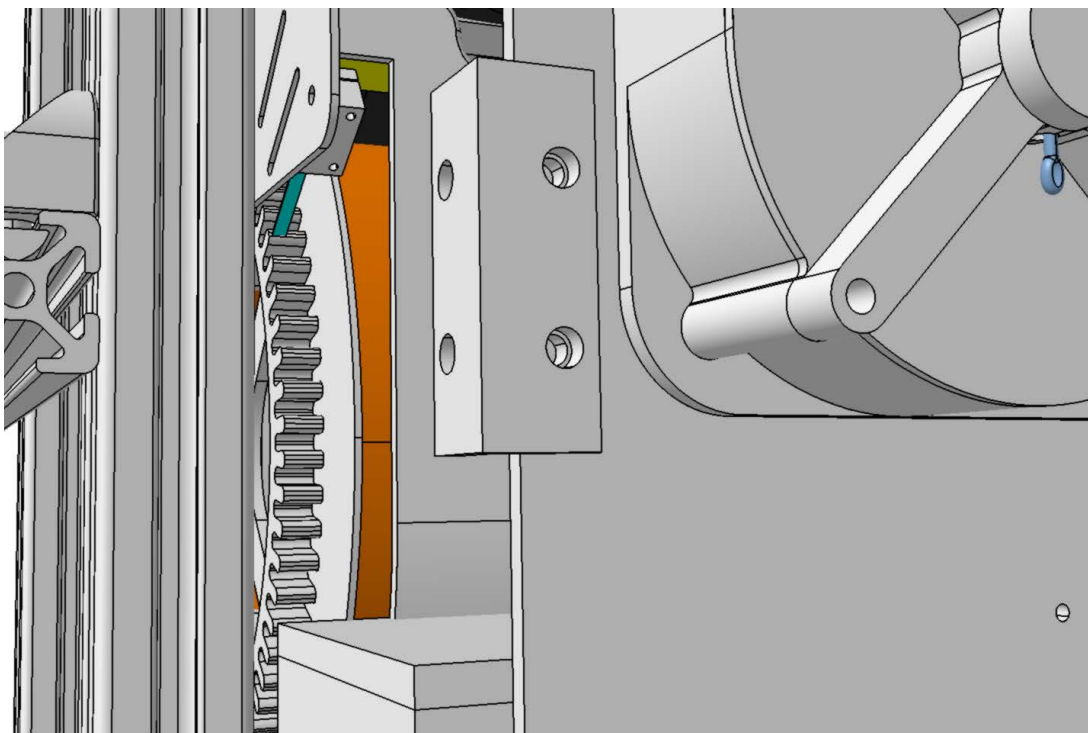


Abbildung 4.20.: Rückstellbremse (hellblau) zur Verhinderung der Selbstentfaltung

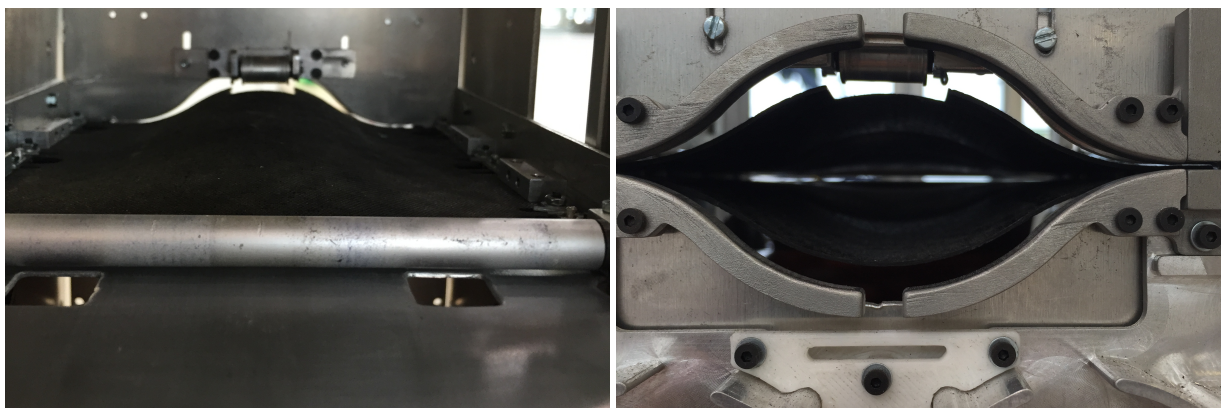
Das erzeugte Moment der Rückstellbremse wird bei einer annähernd konstant ablaufenden Mastentfaltung in regelmäßigen Abständen überwunden. Dadurch wird die BSDU mit

zunehmender Dauer in Schwingung versetzt, was den in Abbildung 4.5 gezeigten Verlauf der z-Translation erklärt.

Hypothese I

Aufgrund der direkte Verbindung zwischen den Wasserbehältern und den Segelspulen, ist es denkbar, dass die Schwingung auf die Massen übertragen wird. Dies würde zu einer impulsartigen Belastung des Booms führen und hätte direkten Einfluss auf die maximale Belastbarkeit der Struktur.

Der in Abbildung 4.4 annähernd linear abfallende Verlauf der y-Rotation von $t = 2,2$ s bis $t = 5,8$ s zeigt, dass es mit Beginn der Mastentfaltung zu einer stetig steigenden negativen Verdrehung der BSDU kommt. Begründen lässt sich dieser Verlauf durch eine Verringerung der Steifigkeit in der CFK-Struktur des Booms. Die Biegesteifigkeit berechnet sich aus dem Produkt des Elastizitätsmoduls E und dem Flächenträgheitsmoment I . Letzteres ist direkt von der umschlossenen Querschnittsfläche abhängig. Aus diesem Grund ist der Ort der geringsten Biegesteifigkeit gleichzeitig der Ort des geringsten umschlossenen Querschnitts. Im Bezug auf den Abrollvorgang, wird der Mast von der Trommel über eine Rampe zu einer Aluminiumwelle geführt. Dieser Bereich ist in Abbildung 4.21 (a) dargestellt.



(a) Übergang von der Rampe zum Entfaltungsbereich (b) Querschnittserweiterung am BSDU-Ausgang

Abbildung 4.21.: Boomführung innerhalb der BSDU

Die Walze verhindert eine vorzeitige Selbstentfaltung indem sie den Boom flachdrückt und in die CFK-Schale weiterleitet (siehe Bild (b)). Unmittelbar nach passieren der Aluminiumwelle kommt es zu einer Vergrößerung der umschlossenen Querschnittsfläche.

Daher ist der Bereich unterhalb der Welle, der Ort an dem der Mast die geringste Biegesteifigkeit aufweist und wo es bei einer Überschreitung der maximalen Belastbarkeit als erstes zu lokalem Beulen kommt.

Hypothese II

Für Lastfälle bei denen die Kraft am oberen Lastangriffspunkt eingeleitet wird, zeigt Abbildung 4.6 die typische Beulentwicklung nach dem es zum Versagen im Boom gekommen ist. Mit zunehmender Dauer laufen die Beulen aus dem Inneren der BSDU in den sichtbaren Bereich.. Vermutet wird, dass sich die ersten Beulen direkt nach Einsetzen des Bauteilversagens hinter der Aluminiumwelle bilden und Richtung Ausgang verlaufen. Dabei sind zwei Szenarien denkbar:

- Die Beule bewegt sich relativ zur Entfaltungsbewegung und eilt vor
- Die Beule bewegt sich nicht relativ zur Entfaltungsbewegung und wird durch den fortschreitenden Abrollvorgang zum Ausgang der BSDU transportiert

In Abbildung 4.9 ist der Übergang ($14s < t < 16s$) vom Verlust der Biegesteifigkeit (quadratischer Verlauf der y-Rotation) bis zum Versagen mit $t = 2\text{ s}$ sehr kurz. Bei einer Bewegungsgeschwindigkeit von ca. $16,4 \frac{mm}{s}$ muss die Beule voreilen, da die Aluwalze einen Abstand von 138 mm zum BSDU-Ausgang hat. Es wird daher vermutet, dass sich die Beule relativ zur Abrollbewegung des Booms verschiebt.

Die in Abbildung 4.4 dargestellte y-Rotation (rot), sinkt im Abschnitt ($2,2\text{ s} < t < 5,8\text{ s}$) langsam. Anschließend nimmt die Verdrehung der BSDU stark zu und das Bauteil versagt. Dabei wird ersichtlich, dass es sich beim Versagen nicht um einen plötzlich eintretenden Zustand handelt. Erst nachdem sich die Struktur außerhalb der BSDU verformt, knickt der Mast aufgrund lokaler Beulen in diesem Bereich und versagt. Das darauf folgende Beulbild ist stark von dem Ort des Lastangriffspunktes abhängig. Wird die Kraft am oberen Punkt der Segelspulen eingeleitet, dreht sich die BSDU nach Überschreiten der maximalen Belastbarkeit positiv um die y-Achse (vgl. Abb. 4.4). Das Moment bewirkt, dass die obere CFK-Halbschale auf Zug beansprucht wird, wohingegen die untere Seite eine Druckbelastung erfährt. Die in Abbildung 4.8 gezeigten Beulmuster resultieren aus den unterschiedlichen Belastungsarten (Zug, Druck), nachdem es zum Einknicken des Booms gekommen ist. Durch den Druck auf der oberen Seite kommt es zur Faltenbildung, wohingegen die Boomstruktur der unteren Seite bis auf die Beule in der Mitte glatt verläuft.

Zu erkennen ist, dass die Beule in der unteren Halbschale im Bereich des größten Querschnitts liegt. Durch die Verdrehung ist das Material in der näher der BSDU am stärksten belastet. Mit zunehmender Entfernung zum Knick lassen die Zugbelastungen nach und der Mast geht wieder in seine ursprüngliche Form über. Im Flanschbereich sind die beiden Halbschalen miteinander verklebt. Die verstärkte Struktur in diesem Bereich verhindert ein Beulen in die Bildebene hinein.

Fall 3

Abbildung 4.22 zeigt den zeitlichen Verschiebungsverlauf der BSDU für Lastfall 3 unter ermittelter Maximalbelastung. Die Kraft von 4,04 N pro Segelspule wurde symmetrisch unter $\alpha = 22,5^\circ$ am oberen Lastangriffspunkt eingeleitet. Im Vergleich zu Fall 1 (≈ 60 mm), wird mit ≈ 220 mm ein deutlich längerer Verfahrweg erreicht. Die x-Translation (schwarz) verläuft bis zum Bauteilversagen ($t = 16,3$ s) annähernd linear. Mit zunehmender Verfahrdauer ($t > 10$ s) kommt es vermehrt ($t = 10,2$, $t = 14,8$)s zu einem kurzzeitigen Abflachen im Verlauf der x-Translation. Hervorgerufen werden die kurzzeitigen Unterbrechungen in der Verfahrbewegung der BSDU durch die an der Trommel befestigten Rückstellbremse (Vermutung).

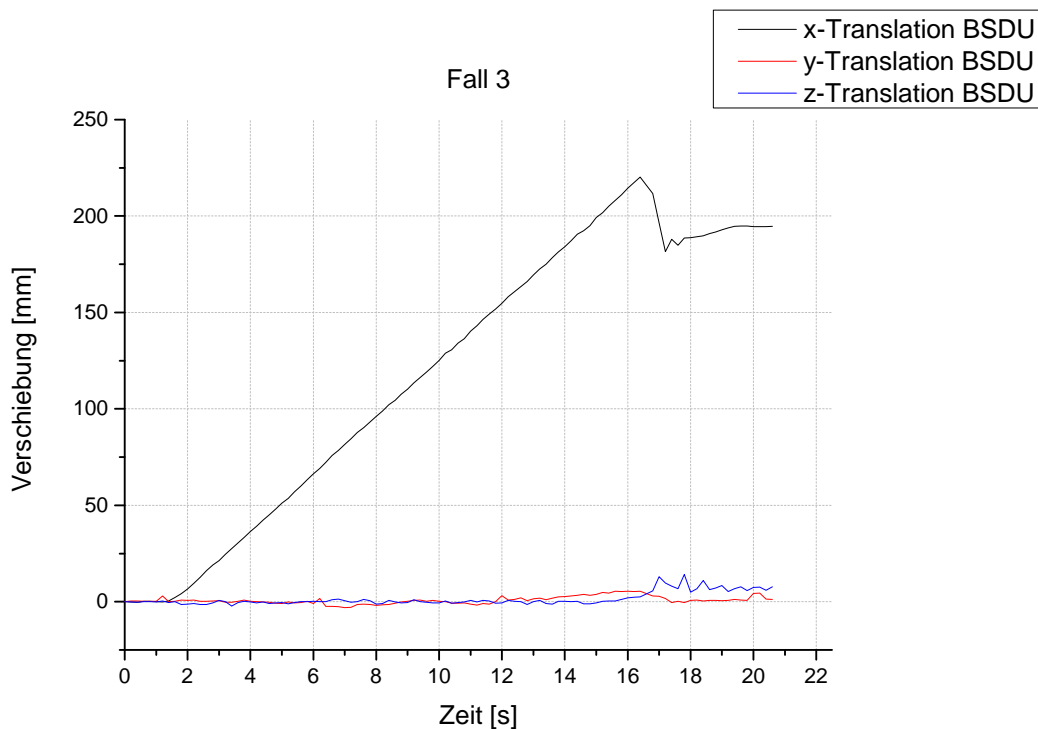


Abbildung 4.22.: Translatorische Bewegung der BSDU: [Fall 3, Durchgang 6]

Der in Abbildung 4.23 erkennbare quadratische Verlauf zwischen $t = 15,2$ s und $t = 16,3$ s beschreibt die Steifigkeitsabnahme in der Maststruktur. Anschließend tritt bei $t = 16,3$ s das Bauteilversagen ein und die y-Rotation geht in einen monoton fallenden Verlauf über. Das es vorher zu einem Verlust der Steifigkeit im Bauteil kommt, verdeutlicht der weiter steigende Verlauf der x-Translation bis $t < 16,3$ s in Abbildung 4.22. Der Zeitpunkt der maximalen Verschiebung ($t = 16,3$ s, $s = 220$ mm) ist deckungsgleich mit dem Beginn der stark zunehmenden BSDU Rotation um die y-Achse in Abbildung 4.23.

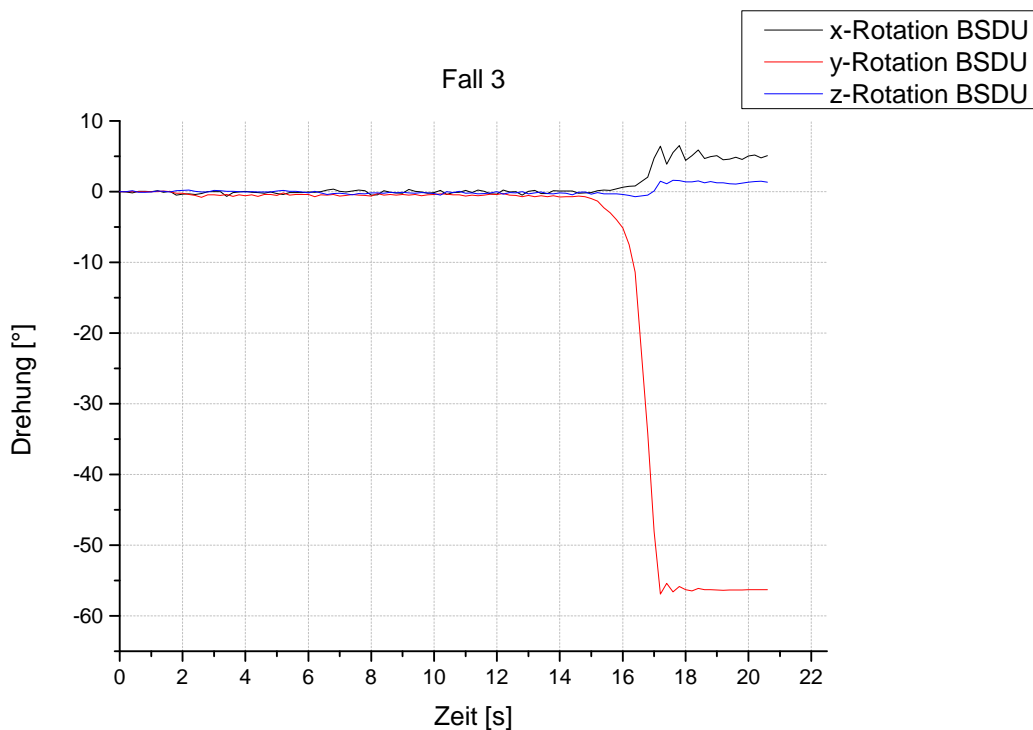


Abbildung 4.23.: Rotatorische Bewegung der BSDU: [Fall 3, Durchgang 6]

Die zeitliche Differenz zwischen dem Zeitpunkt an dem das Bauteil an Steifigkeit verliert ($t = 15,2$ s) und dem letztendlichen Bauteilversagen ($t = 16,3$ s) bekräftigt die aufgestellte Hypothese II. Demnach kommt es bei $t = 15,2$ s am Ort des geringsten Querschnitts zur Ausbildung von Verformungen. Bei $t = 16,3$ s erreichen die entstandenen Beulen den sichtbaren Bereich außerhalb der BSDU und es kommt zum entgültigen Bauteilversagen.

4.4.2. Lastfälle mit einer Belastung am unteren Lastangriffspunkt

Tabelle 4.5 zeigt eine Übersicht der Lastfälle, welche mit einer Belastung am unteren Lastangriffspunkt getestet wurden. Im Vergleich zu Tabelle 4.4 steigt die maximal erträgliche Belastung pro Segelspule mit zunehmendem Lastangriffswinkel.

Tabelle 4.5.: Wichtige Daten der verschiedenen Lastfälle, [Angriffspunkt unten]

Lastfall	Angriffswinkel / °	Angriffspunkt	Belastung $F_{L/R}$ / N	Boomnummer
2	15	unten	1,97	1
4	22,5	unten	2,24	1
6	45	unten	2,56	2

Fall 2

Abbildung 4.10 stellt die Verfahrbewegung der BSDU für den Fall 2 dar. Der treppenförmige Verlauf der x-Translation (schwarz) verdeutlicht die ungleichmäßige BSDU-Verschiebung in x-Richtung. Der y-Rotationsverlauf in Abbildung 4.9 zeigt, dass sich die BSDU zum Start des Abrollvorgangs um ca. 3° neigt. Eine Zunahme der Verdrehung ist erst durch die Abnahme der Biegesteifigkeit (quadratischer Verlauf) bei $t = 13,8$ Sekunden erkennbar. Die x-Verschiebung der BSDU nimmt bei $t = 15,8$ Sekunden den Maximalwert von ca. $s = 199$ mm an. Zu diesem Zeitpunkt ($t = 15,8$ s) geht der y-Verlauf in Abbildung 4.9 aufgrund des Bauteilversagens in einen nahezu linearen Verlauf über.

Fall 4

Analog zu Fall 2 ist in Abbildung 4.24 ebenfalls eine treppenförmiger Verlauf der x-Verschiebung aufgezeichnet. Nicht vergleichbar ist hingegen der Verlauf der Translation in y-Richtung. Diese verläuft in Abbildung 4.24 mit steigender Versuchsdauer ($t > 2,5$ s) durchgehenden positiv versetzt zur Nullverschiebung.

Hypothese III

Die in Abbildung 4.24 positiv verlaufende y-Translation, entspricht laut Koordinatendefinition (siehe Abschnitt 4.1) einer in die Bildebene gerichtete BSDU-Verschiebung. Eine asymmetrische Belastung an den Segelspulen ($F_L < F_R$) stellt eine mögliche Ursache dar.

Ebenfalls denkbar ist eine unsaubere Positionierung zu Beginn der Aufzeichnung, welche beim Anfahren wieder ausgeglichen wird.

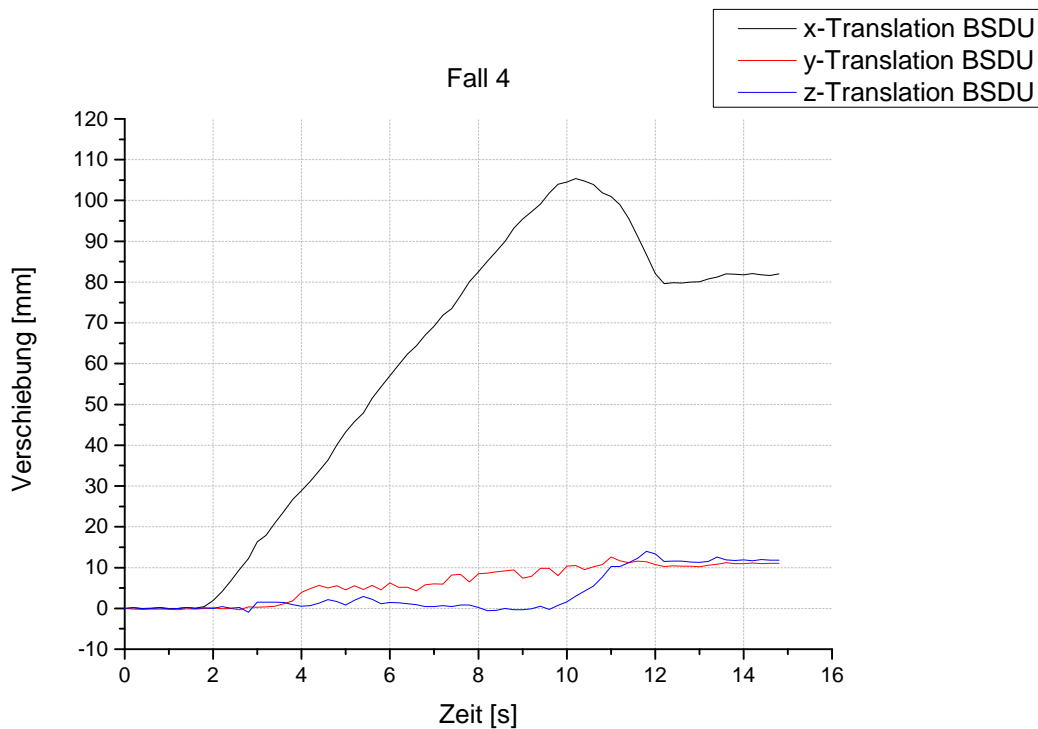


Abbildung 4.24.: Translatorische Bewegung der BSDU: [Fall 4, Durchgang 2]

Die rotatorischen Verdrehungen für Fall 4 sind in Abbildung 4.25 aufgezeichnet. Dabei wird die Analogie der y -Verläufe zwischen Fall 2 und Fall 4 deutlich. Zu erkennen ist, dass die Verdrehung der BSDU um die y -Achse bei $t = 6,5$ s zunächst ruckartig zunimmt und dann in den üblichen quadratischen Verlauf übergeht. Die aufgestellte Hypothese II lässt sich auch auf die Lastfälle, bei denen die Kraft am unteren Lastangriffspunkt eingeleitet wird übertragen. Abbildung 4.11 zeigt den Austritt der Beule für diese Belastungsfälle. Im Vergleich zu den Lastfällen (1, 3, 5) kommt es zu einem Wechsel der Beanspruchungsart (Zug, Druck). Durch die negative y -Drehung der BSDU erfährt die obere Halbschale eine Zugbeanspruchung und die untere Halbschale eine Druckbelastung. Zu erkennen sind die unterschiedlichen Belastungen in der letztendlichen Beulbildung nach Abbruch der Versuchsdurchführung (vgl. Abb.4.13). Auf der oberen Boomseite (dargestellt in Bild (a)) stellt sich eine längliche Beule aufgrund der Zugbelastung ein, wohingegen es auf der unteren Seite (Bild (b)) zu einer Faltenbildung durch die Druckbeanspruchung kommt.

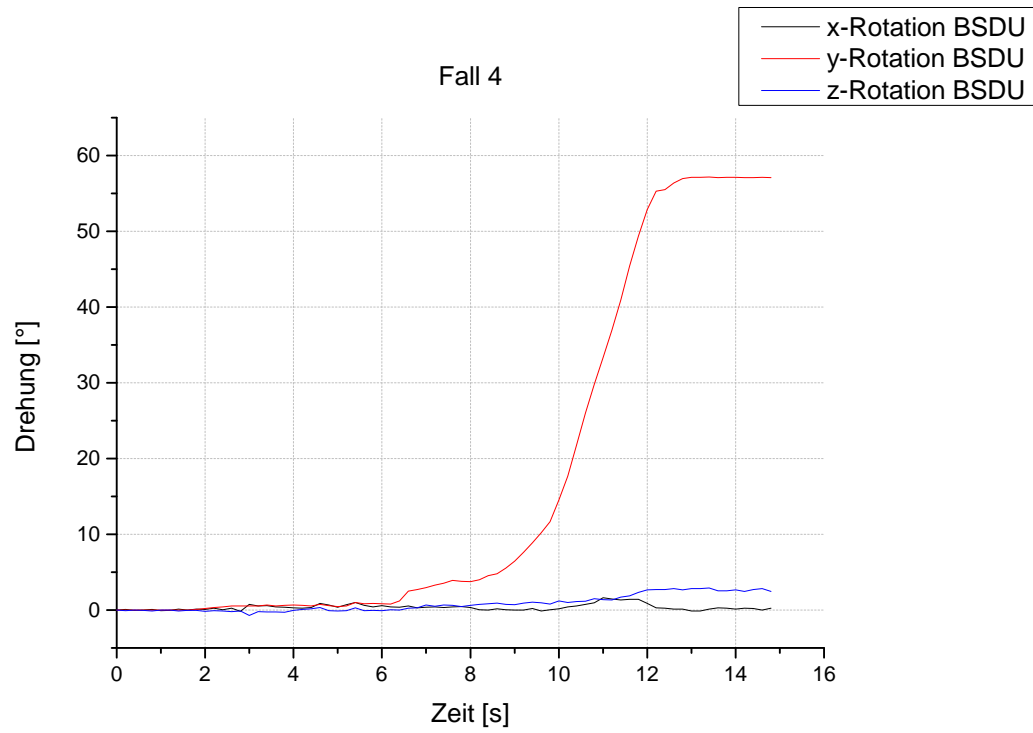


Abbildung 4.25.: Rotatorische Bewegung der BSDU: [Fall 4, Durchgang 2]

4.4.3. Lastfälle mit einer Belastung am oberen und unteren Lastangriffspunkt

In Tabelle 4.6 sind die Parameter des siebten Lastfalls zusammengefasst. Im Vergleich zu den anderen Lastfälle (siehe Tab. 4.4 und 4.5), weist dieser mit 10,93 N die höchste Belastbarkeit auf. Getestet wurde der Lastfall unter einem Angriffswinkel von 45°.

Tabelle 4.6.: Wichtige Daten der verschiedenen Lastfälle, [Angriffspunkt unten und oben]

Lastfall	Angriffswinkel / °	Angriffspunkt	Belastung $F_{L/R}$ / N	Boomnummer
7	45	unten	10,93	2

Fall 7

Die Krafteinleitung für den 7. Fall erfolgt an unterschiedlichen Positionen. An der linken Segelspule wird die Kraft F_L im oberen Punkt eingeleitet, wohingegen die rechte Segelspule im unteren Punkt mit F_R belastet wird. Das daraus resultierende Moment um die x-Achse ist in Abbildung 4.14 schwarz aufgetragen. Zu erkennen ist, dass sich die BSDU infolge der Belastung bereits vor der eigentlichen Versuchsdurchführung um ca. 28° verdreht. Zu Beginn des Entfaltungsvorgangs ($t = 2,0$ s) verläuft die y-Rotation um ca. 2° versetzt zur Nullverschiebung. Das positive Moment um die y-Achse resultiert aus den unterschiedlichen Hebelarme h_o, h_u der Lastangriffspunkte zur Boomachse (vgl. Abb. 3.4). Der Abstand von der Boomachse beträgt $h_u = 162$ mm zum unteren Lastangriffspunkt und $h_o = 104$ mm zum oberen Punkt. Durch die aufgebrachte Maximalbelastung von 10,93 N ergeben sich aus der in Abschnitt 3.1 erläuterten Berechnung folgenden Momente für die linke Segelspule bzw. rechte Segelspule um die y-Achse. Die Berechnung der Momente $M_{L/R,yo}$ und $M_{L/R,yu}$ wird für die linken Segelspule durchgeführt.

Das Moment am oberen Lastangriffspunkt berechnet $M_{L,oy}$ sich aus:

$$M_{L,oy} = -F_{Lx} h_o + F_{Lz,o} l_3$$

Der Einheitsvektor $\vec{e}_{L,o}$ ergibt sich zu:

$$\vec{e}_{L,o} = \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} \cdot \frac{1}{|\vec{e}|} = \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \end{bmatrix} \cdot \frac{1}{\sqrt{(e_x)^2 + (e_y)^2 + (e_z)^2}}$$

$$M_{L,oy} = -F_{Lx} h_o + F_{Lz,o} l_3$$

Der Einheitsvektor $\vec{e}_{L,o}$ ergibt sich zu:

$$\vec{e}_{L,o} = \begin{bmatrix} -(l_B + \Delta x) \\ -\tan \alpha_{L,neu} \cdot (l_B + \Delta x) \\ -\tan \beta_{oben,neu} \cdot (l_B + \Delta x) \end{bmatrix} \cdot \frac{1}{|\vec{e}|}$$

Die Winkel α_L und β_{oben} verändern sich durch die Verfahrbewegung der BSDU von $\Delta x = 105$ mm (vgl. Abb. 4.15) zu $\alpha_{L,neu}$ und $\beta_{oben,neu}$.

$$\alpha_{L,neu} = \arctan \left(\frac{l_B}{(l_B + \Delta x)} \right) = 43,06^\circ$$

und

$$\beta_{oben,neu} = \arctan \left(\frac{h_o}{(l_B + \Delta x)} \right) = 3,70^\circ$$

Die Kraftkomponenten ergeben sich aus:

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = F_{L/R} \cdot \vec{e} = 10,93 \text{ N} \cdot \begin{bmatrix} -0,730 \\ -0,682 \\ -0,047 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -7,98 \text{ N} \\ -7,45 \text{ N} \\ -0,51 \text{ N} \end{bmatrix}$$

Das Moment $M_{L,oy}$ ergibt sich zu:

$$M_{L,oy} = -F_{Lx} h_o + F_{Lz,o} l_3$$

$$M_{L,oy} = 7,98 \text{ N} \cdot 0,104 \text{ m} - 0,514 \text{ N} \cdot 0,0315 \text{ m} = 0,8137 \text{ Nm}$$

Das Moment am unteren Lastangriffspunkt ergibt sich aus der gleichen Berechnung zu $M_{L,uy}$:

$$M_{L,uy} = F_{Lx} h_u - F_{Lz,u} l_3$$

$$M_{L,uy} = -7,97 \text{ N} \cdot 0,104 \text{ m} - 0,809 \text{ N} \cdot 0,0315 \text{ m} = -1,316 \text{ Nm}$$

An der rechten Segelspule greifen die identischen Drehmomente ($M_{R,yo}$, $M_{R,yu}$) an, womit verallgemeinert gilt:

- Resultierendes Moment am oberen Lastangriffspunkt $M_{L/R,yo}$:

$$M_{L/R,yo} = 0,8137 \text{ Nm}$$

- Resultierendes Moment am unteren Lastangriffspunkt $M_{L/R,yu}$:

$$M_{L/R,yu} = -1,316 \text{ Nm}$$

Aus den beiden Momentengleichungen $M_{L,oy}$ und $M_{L,uy}$ wird deutlich, dass die unterschiedlichen Winkel $\beta_{oben,neu} = 3,70^\circ$ und $\beta_{unten,neu} = 5,76^\circ$ zu einer Komponente $F_{Lz,u}$ führen welche um 36 % größer ist als $F_{Lz,o}$. Bei einer aufgetragenen Belastung von 10,93 N ist die Differenz beider Biegemomente $M_{L,oy}$ und $M_{L,uy}$ mit 0,5 Nm ausreichend um ein Versagen des Booms herbeizuführen.

5. Zusammenfassung und Ausblick

Diese Arbeit befasst sich mit der Entwicklung eines Leistungsprüfstands zur Durchführung erster Belastungstest an einem kombinierten Mast-Mechanismus. Der Prüfstand ist in der Lage realitätsgetreu auf die eingeleiteten Segelkräfte zu reagieren, da die ermittelten Randbedingungen des GOSSAMER-1-Projekts in der Konstruktion abgebildet werden. Mit Hilfe der durchgeführten Belastungstest können qualitativ verwertbare Aussagen bezüglich der Systemverhaltens von Mast und BSDU getroffen werden. Dabei wurde ersichtlich, dass der Übergangsbereich in dem der Mast vom flachgedrückten in den entfalteten Zustand übergeht, besonders anfällig auf Biegebelastungen um die y-Achse reagiert. Begründen lässt sich die Abnahme der Biegesteifigkeit in diesem Bereich durch die geringere umschlossene Querschnittsfläche des Booms. Des Weiteren wurde die Vermutung bestätigt, dass der Mast in unmittelbarer Nähe zum BSDU-Ausgang versagt. Verursacht wird das entgültige Versagen durch eine Kombination aus verringerter Biegesteifigkeit und lokalen Beulen, welche die Stabilität der Boom-Struktur am BSDU-Ausgang herabsetzt. Die aufgezeichneten Weg-Zeit-Verläufe der durchgeführten Lastfälle zeigen, dass der Boom nicht schlagartig versagt. Durch die wirkenden Biegemomente um die y-Achse bilden sich zunächst Beulen im Bereich der geringsten umschlossenen Querschnittsfläche, wodurch die BSDU um die y-Achse zu verkippen beginnt. Mit fortschreitender Zeit verlaufen die Beulen zum Ausgang der BSDU, wo es dann zum Versagen kommt. Vermutet wird, dass sich die Beule vom Entstehungspunkt an der Aluminiumwalze, bis zum Ausgang der BSDU relativ zur Abrollbewegung fortbewegt. Eine sichere Aussage ist jedoch nicht möglich. Die Biegebelastung um die y-Achse führt zum Knicken des Booms, wodurch die lokalen Beulen zusätzlich verformt werden und es zu Faserbrüchen in der CFK-Struktur kommt. Besonders massive wurde der Boom beim Lastfall 7 unter Torsionsbelastung beschädigt.

Ausblick

Für zukünftige Belastungstests muss der konstruierte Rahmen an der BSDU verstärkt werden, um ein Tordieren der Profile durch die Masse der BSDU zu verringern. Dadurch wird der Höhenunterschied zwischen den beiden Lagerachsen (x und y) ausgeglichen und das Störmoment um die x-Achse vermieden. Die Umlenkrollen müssen durch hochwertigere Rollen ersetzt werden, damit der Einfluss der Reibungskraft auf die eingeleitete Kraft

reduziert wird. Das Befüllen und Abwiegen der Wasserbehälter war sehr zeitintensiv. Durch geeichte Gewichte kann der Prozess deutlich beschleunigt werden. Für die Aufnahme von Bildern während der Versuchsdurchführung musste eine zweite Person herangezogen werden. Eine automatisierte Bildaufnahme würde zukünftige Tests vereinfachen. Um eine qualitativ verwertbare Aussage über das Bewegungsverhalten der Beulen im nicht sichtbaren Bereich (innerhalb der BSDU) zu erhalten, muss eine Kamera im inneren der BSDU installiert werden. Momentan verhindert die komplett geschlossene CFK-Führungschale eine Aufnahme des Bereichs. Denkbar wäre die Führungschale aus einem transparenten Kunststoff zu fertigen. Die Vermutung, dass die Rückstellbremse an der Trommel zu einer ungleichmäßigen Rotationsgeschwindigkeit führt muss für zukünftige Versuche kontrolliert werden.

Literaturverzeichnis

- [1] *RADARSAT-2 Build for performance and versatility.* Canadian Space Agency. <http://www.asc-csa.gc.ca/eng/satellites/radarsat2/description.asp>. Version: November 2007. – Aufgerufen am: 27.05.2015
- [2] BLOCK, Joachim ; STRAUBEL, Marco ; WIEDEMANN, Martin: Ultralight deployable booms for solar sails and other large gossamer structures in space. In: *Acta Astronautica* 68 (2011), S. 984–992
- [3] GEPPERT, Ulrich ; BIERING, Bernd ; LURA, Franz ; BLOCK, Joachim ; STRAUBEL, Marco ; REINHARD, Rüdiger: The 3-step DLR-ESA Gossamer road to solar sailing. In: *Advances in Space Research* 48 (2011), S. 1695–1701
- [4] GROSS, Dietmar ; HAUGER, Werner ; SCHRÖDER, Jörg ; WALL, Wolfgang: *Technische Mechanik 2*. 12. Auflage. Springer Verlag, 2014
- [5] HILLEBRANDT, Martin ; MEYER, Sebastian ; ZANDER, Martin E. ; HÜHNE, Christian: Deployment Testing of the De-Orbit Sail Flight Hardware. In: *2nd AIAA Spacecraft Structures Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), jan 2015
- [6] JOHNSON, Les ; YOUNG, Roy M. ; IV, Edward E M.: Recent advances in solar sail propulsion systems at NASA. In: *Acta Astronautica* 61 (2007), S. 376–382
- [7] LEITENBERGER, Bernd: *Sonnensegel*. <http://www.bernd-leitenberger.de/sonnensegel.shtml>
- [8] SICKINGER, C. ; HERBECK, E. ; BREITBACH, E.: Solar Sail - Dimensionierung und Analyse einer ultraleichten, entfaltbaren Raumfahrtstruktur / Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt. 2003. – Forschungsbericht
- [9] SICKINGER, Christoph: *Verifikation entfaltbarer Composite-Booms für Gossamer-Raumfahrtsysteme*. Shaker Verlag Aachen, Technische Universität Braunschweig, Diss., 2009

- [10] SICKINGER, Christoph ; HERBECK, Lars: *Verfahren zur Entfaltung von Strukturen und Anordnung zur Kompensation der Gravitation hierzu*. November 2002. – Aufgerufen am: 27.05.2015
- [11] SICKINGER, Christoph ; HERBECK, Lars ; BREITBACH, Elmar: Structural engineering on deployable CFRP booms for a solar propelled sailcraft. In: *Acta Astronautica* 58 (2006), S. 185–196
- [12] STORM, Björn: *Strukturelle Qualifikationstests an entfaltbaren CFRP Booms*, Fachhochschule Osnabrück, Diplomarbeit, April 2004. – Interner Bericht IB 131-2004/24, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
- [13] STRAUBEL, Marco: *Design and sizing method for deployable space antennas*. Braunschweig, Otto-von-Guericke-Universität Magdeburg, Diss., July 2012
- [14] STRAUBEL, Marco ; BLOCK, Joachim ; SINAPIUS, Michael ; HÜHNE, Christian: Deployable Composite Booms for Various Gossamer Space Structures. In: *52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. Denver, Colorado, USA, Apr 4-7 2011
- [15] *Kapitel Design and Sizing of the GOSSAMER Boom Deployment Concept*. In: STRAUBEL, Marco ; ZANDER, Martin E. ; HÜHNE, Christian: *Advances in Solar Sailing*. Springer Verlag, 2014, S. 593–608
- [16] ZANDER, Martin E. ; SINAPIUS, Michael ; HÜHNE, Christian: Preliminary Experiments for an On-Orbit Detection system to Monitor Load and Deflection States of Thin Shell CFRP Booms for the Solar Sail Demonstrator Gossamer-1. In: *European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing*. Braunschweig, Germany, Apr 1-4 2014

Abbildungsverzeichnis

1.1. GOSSAMER-1-Projekt im entfalteten Zustand, [11]	1
1.2. Mechanismus zur Entfaltung des CFK-Booms, [15]	2
1.3. Iterative Segelanalyse der Hauptspannungstrajektorien, [8]	4
1.4. Das GOSSAMER-Projekt, (Quelle: DLR)	5
1.5. Verschiedene Betriebszustände des GOSSAMER-1 System, (Quelle: DLR) .	6
1.6. Detailansicht BSDU, (Quelle: DLR)	6
1.7. Lagerung der CFK-Masten, (Quelle: DLR)	7
2.1. SAR Satellit RADARSAT-2, in Anlehnung an [13]	9
2.2. Solarsegel-Design GOSSAMER-1, (Quelle: DLR)	10
2.3. Querschnitt des GOSSAMER-1 Mast, (Quelle: DLR)	11
2.4. CFRP-Mast, in Anlehnung an [13]	12
2.5. Schematischer Versuchsaufbau zur Durchführung von Entfaltungstests, in Anlehnung an [5]	14
2.6. De-Orbit-Mastmodul und Darstellung der Entfaltungsfläche, in Anlehnung an [5]	15
2.7. Gravitationskompensation mit Hilfe von Gegengewichten, in Anlehnung an [12]	16
2.8. Heliumballons zur Gravitationskompensation, in Anlehnung an [9]	17
2.9. Versuchsaufbau im A300 ZERO-G, [14]	18
2.10. Dokumentation der Selbstentfaltung im A300 ZERO-G, [14]	19
2.11. Aufzeichnung der Gravitation während einer Parabel mit dem A300 ZERO- G, [12]	20
3.1. Modellierung eines Segelsegments, (Zur Verfügung gestellt im Rahmen von Gossamer-1, Patric Seefeldt, DLR Institut für Raumfahrtssysteme Bremen)	23
3.2. Winkel zwischen Boom und Segelentfaltungskraft als eine Funktion der Segelentfaltung, (Zur Verfügung gestellt im Rahmen von Gossamer-1, Patric Seefeldt, DLR Institut für Raumfahrtssysteme Bremen)	24
3.3. Vektorielle Darstellung der angreifenden Kräfte in der x-y-Ebene, [Draufsicht]	25
3.4. Vektorielle Darstellung der angreifenden Kräfte in der x-z-Ebene, [Seiten- ansicht]	26

3.5. Gravitationskompensation durch eine Schwerpunktlagerung an der BSDU .	30
3.6. Gesamtdarstellung des Gravitationskompensationssystem für den Leistungsprüfstand	31
3.7. Draufsicht des Versuchsaufbaus mit Positionierung der linken Umlenkrolle	33
3.8. Aufbau des Leistungsprüfstands zur Durchführung der Belastungstests . .	36
3.9. Gliederung der Versuchsdurchführung und Auflistung der durchzuführenden Schritte	38
3.10. Aufbau des Messsystems MoveInspect HR und Darstellung der Messpunkte zur Positionsermittlung	39
3.11. Schematischer Versuchsaufbau zur Messung der Rollreibung in den Umlenkrollen	40
3.12. Reibung der beiden Umlenkrollen	41
3.13. Schematische Darstellung des Versuchsaufbaus zur Positionierung der Umlenkrollen	43
4.1. Lage des BSDU- und BSI-Koordinatensystem	45
4.2. Mögliche Fehlerquellen des verwendeten Gravitationskompensationssystem	46
4.3. Vergleich der BSI-Nullmessung zur Verdeutlichung der Messabweichung des Messsystems MoveInspect HR	47
4.4. Rotatorische Bewegung der BSDU: [Fall 1, Durchgang 5]	50
4.5. Translatorische Bewegung der BSDU: [Fall 1, Durchgang 5]	51
4.6. Beulentwicklung beim Eintritt des Bauteilversagens, [Lastangriffspunkt oben]	53
4.7. Typische Verdrehung der BSDU durch eine Belastung am oberen Lastangriffspunkt	53
4.8. Detaillierte Darstellung der Beulen nach Beendigung der Versuchsdurchführung, [Lastangriffspunkt oben]	54
4.9. Rotatorische Bewegung der BSDU: [Fall 2, Durchgang 5]	56
4.10. Translatorische Bewegung der BSDU: [Fall 2, Durchgang 5]	57
4.11. Beulentwicklung beim Eintritt des Bauteilversagens, [Lastangriffspunkt unten]	57
4.12. Typische Verdrehung der BSDU durch eine Belastung am unteren Lastangriffspunkt	58
4.13. Detaillierte Darstellung der Beulen nach Beendigung der Versuchsdurchführung, [Lastangriffspunkt unten]	59
4.14. Rotatorische Bewegung der BSDU: [Fall 7, Durchgang 5]	61
4.15. Translatorische Bewegung der BSDU: [Fall 7, Durchgang 5]	62
4.16. Beulentwicklung beim Eintritt des Bauteilversagens, [Torsion]	63

4.17. Typische Verdrehung der BSDU durch eine Torsionsbelastung	63
4.18. Materialbeschädigungen nach Beendigung der Versuchsdurchführung, [Torsion]	64
4.19. Darstellung der Richtungsabhängigkeit zwischen dem resultierenden Kraft- vektor F_{res} und dem Angriffswinkel α	66
4.20. Rückstellbremse (hellblau) zur Verhinderung der Selbstentfaltung	67
4.21. Boomführung innerhalb der BSDU	68
4.22. Translatorische Bewegung der BSDU: [Fall 3, Durchgang 6]	70
4.23. Rotatorische Bewegung der BSDU: [Fall 3, Durchgang 6]	71
4.24. Translatorische Bewegung der BSDU: [Fall 4, Durchgang 2]	73
4.25. Rotatorische Bewegung der BSDU: [Fall 4, Durchgang 2]	74
A.1. Translatorische Verschiebung BSI, Fall 1	VII
A.2. Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 1	VIII
A.3. Translatorische Verschiebung BSI, Fall 2	IX
A.4. Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 2	X
A.5. Translatorische Verschiebung BSI, Fall 3	XI
A.6. Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 3	XII
A.7. Translatorische Verschiebung BSI, Fall 4	XIII
A.8. Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 4	XIV
A.9. Weg-Zeit-Diagramm der BSDU-Verschiebungen für den Grenzfall 5	XV
A.10. Translatorische Verschiebung BSI, Fall 5	XV
A.11. Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 5	XVI
A.12. Weg-Zeit-Diagramm der BSDU-Verschiebungen für den Grenzfall 6	XVII
A.13. Translatorische Verschiebung BSI, Fall 6	XVII
A.14. Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 6	XVIII
A.15. Translatorische Verschiebung BSI, Fall 7	XIX
A.16. Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 7	XX
A.17. Projektplanung	XXI
A.18. Projektplanung	XXII

Tabellenverzeichnis

2.1. Übersicht der Kompensationssysteme und ihre Eigenschaften	21
3.1. Abgeleitete Freiheitsgrade der BSDU und der BSI bezogen auf GOSSAMER-1	29
3.2. Freiheitsgrade der BSDU und der BSI bezogen auf die Konstruktion	32
3.3. Auflistung der relevanten Lastfälle	35
3.4. Ermittelte Rollreibung im Bezug auf die angebrachte Gewichtskraft	42
4.1. Auflistung der Versuchsdurchläufe für den Belastungsfall 1	50
4.2. Auflistung der Versuchsdurchläufe für den Belastungsfall 2	55
4.3. Auflistung der Versuchsdurchläufe für den Belastungsfall 7	60
4.4. Wichtige Daten der verschiedenen Lastfälle, [Angriffspunkt oben]	65
4.5. Wichtige Daten der verschiedenen Lastfälle, [Angriffspunkt unten]	72
4.6. Wichtige Daten der verschiedenen Lastfälle, [Angriffspunkt unten und oben]	75
A.1. Auflistung der Versuchsdurchläufe für den Belastungsfall 5	XIV
A.2. Auflistung der Versuchsdurchläufe für den Belastungsfall 6	XVI

A. Anhang

Fall 1

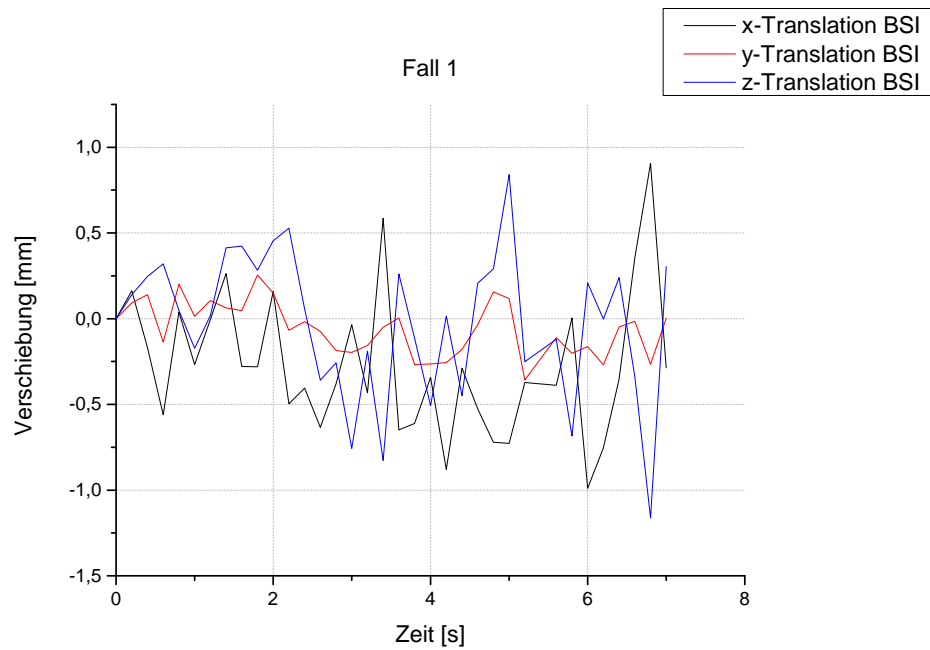


Abbildung A.1.: Translatorische Verschiebung BSI, Fall 1

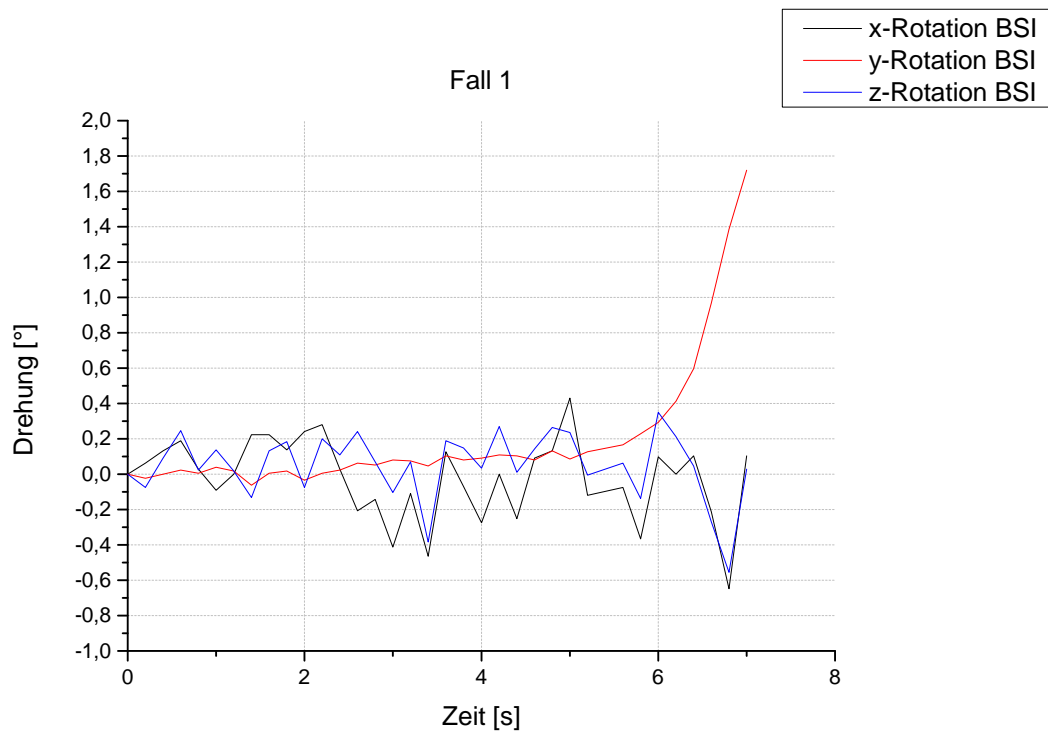


Abbildung A.2.: Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 1

Fall 2

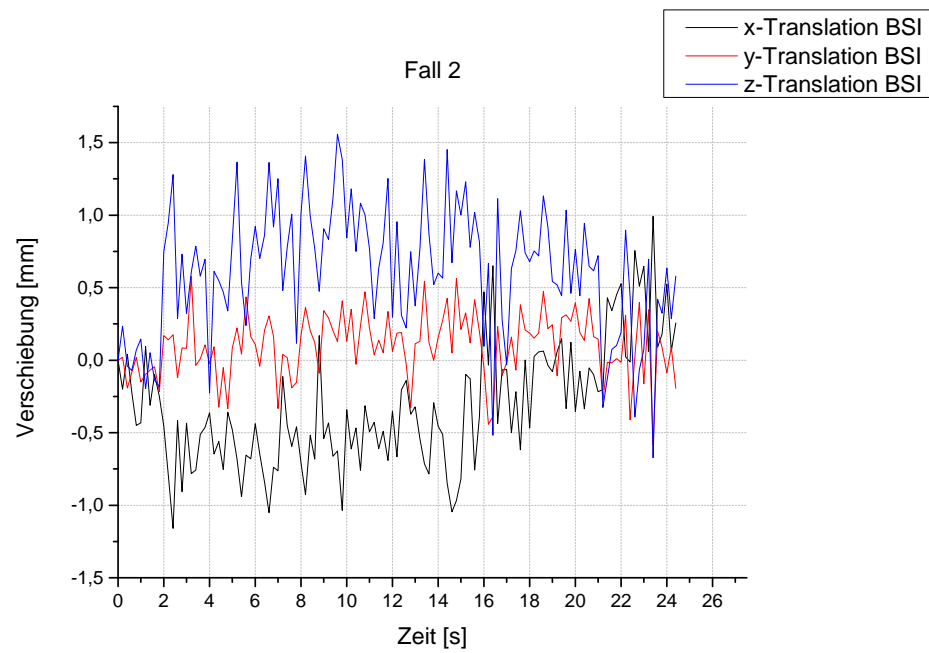


Abbildung A.3.: Translatorische Verschiebung BSI, Fall 2

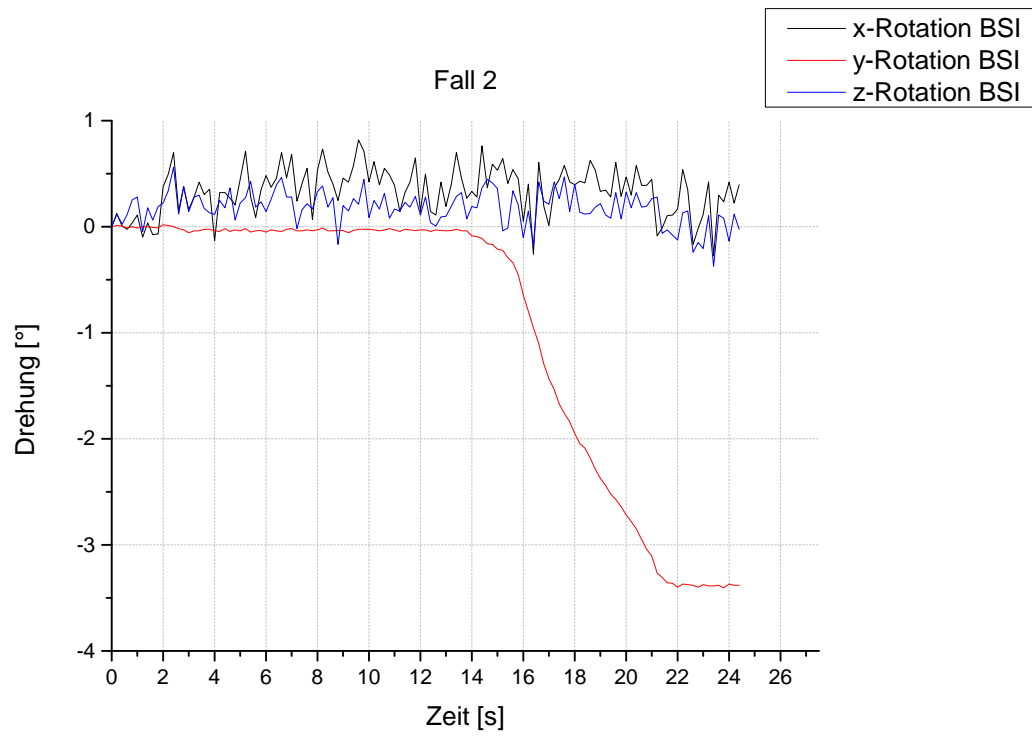


Abbildung A.4.: Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 2

Fall 3

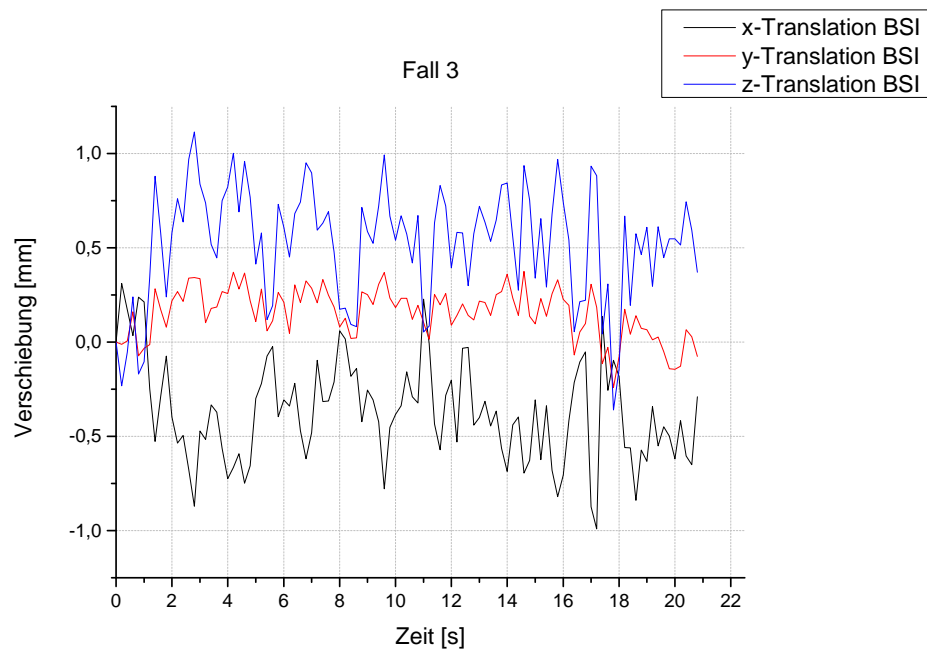


Abbildung A.5.: Translatorische Verschiebung BSI, Fall 3

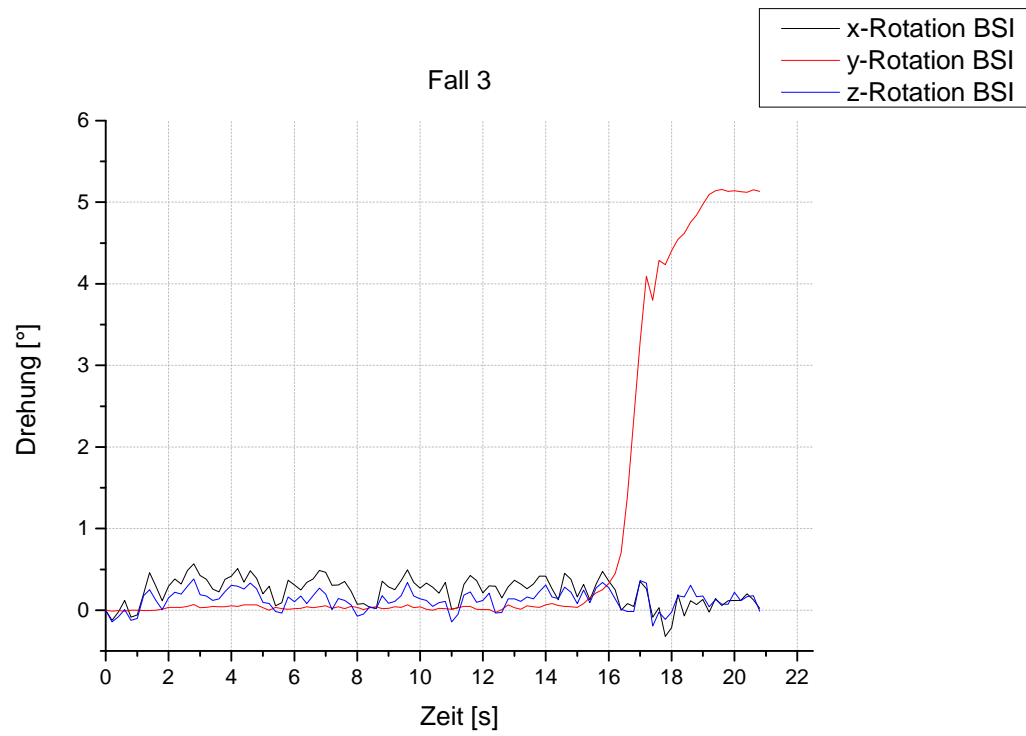


Abbildung A.6.: Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 3

Fall 4

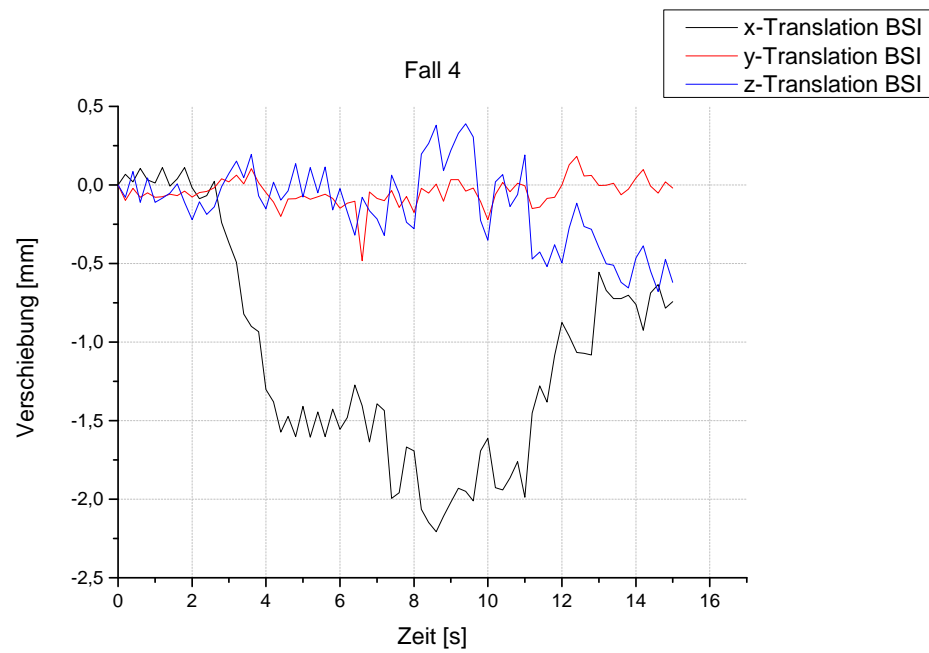


Abbildung A.7.: Translatorische Verschiebung BSI, Fall 4

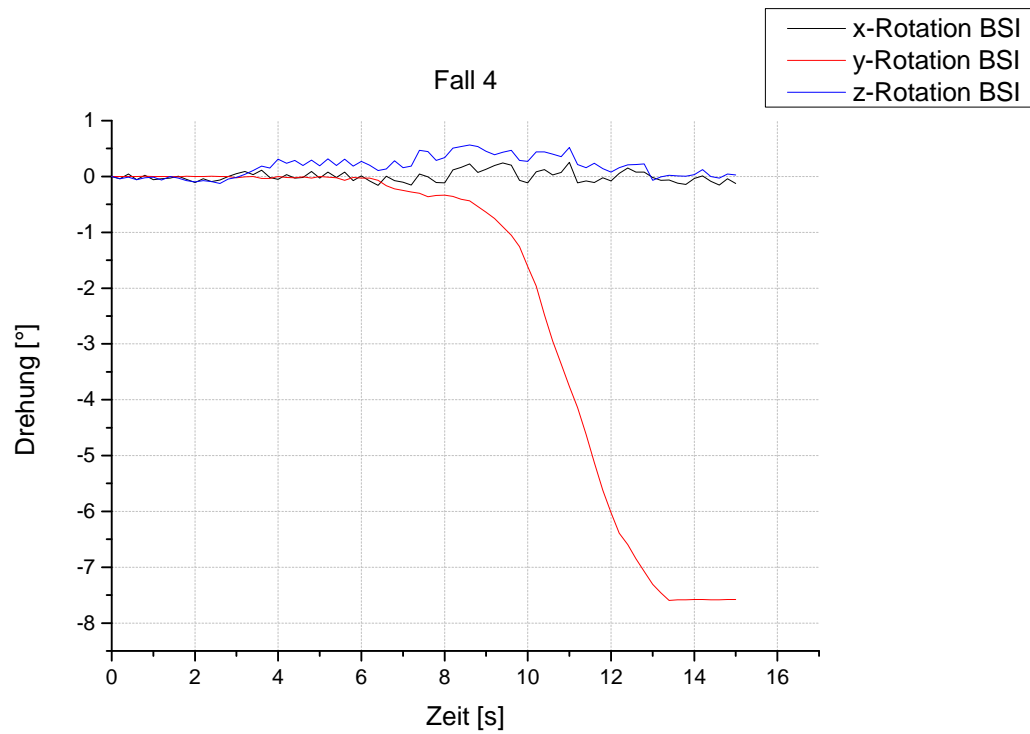
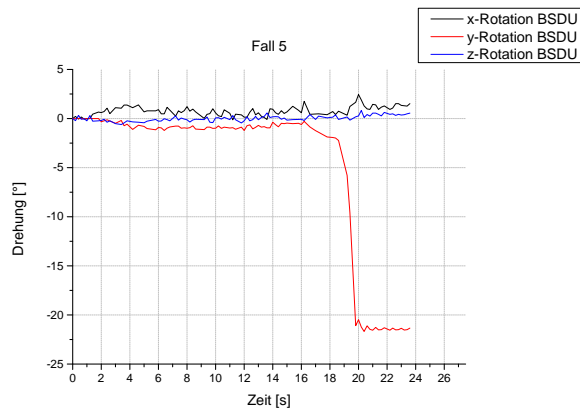


Abbildung A.8.: Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 4

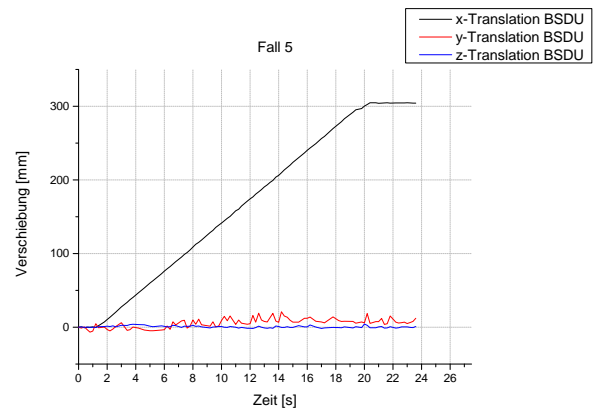
Fall 5

Tabelle A.1.: Auflistung der Versuchsdurchläufe für den Belastungsfall 5

Durchläufe	Gewichtskraft F_G	Belastung $F_{L/R}$	Versagen	Grenzfall
	/ g	/ N		
1. Durchlauf	2,94	3,79	ja	nein
2. Durchlauf	2,45	3,2	nein	nein
3. Durchlauf	2,70	3,3	nein	nein
4. Durchlauf	2,94	3,79	ja	ja



(a) Rotatorische Bewegung der BSDU



(b) Translatorische Bewegung der BSDU

Abbildung A.9.: Weg-Zeit-Diagramm der BSDU-Verschiebungen für den Grenzfalle 5

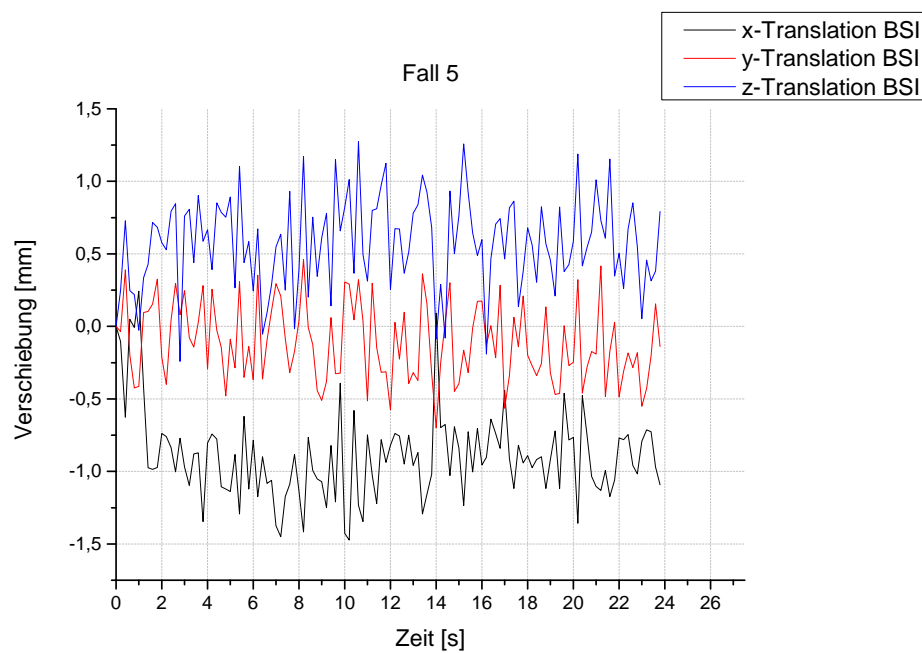


Abbildung A.10.: Translatorische Verschiebung BSI, Fall 5

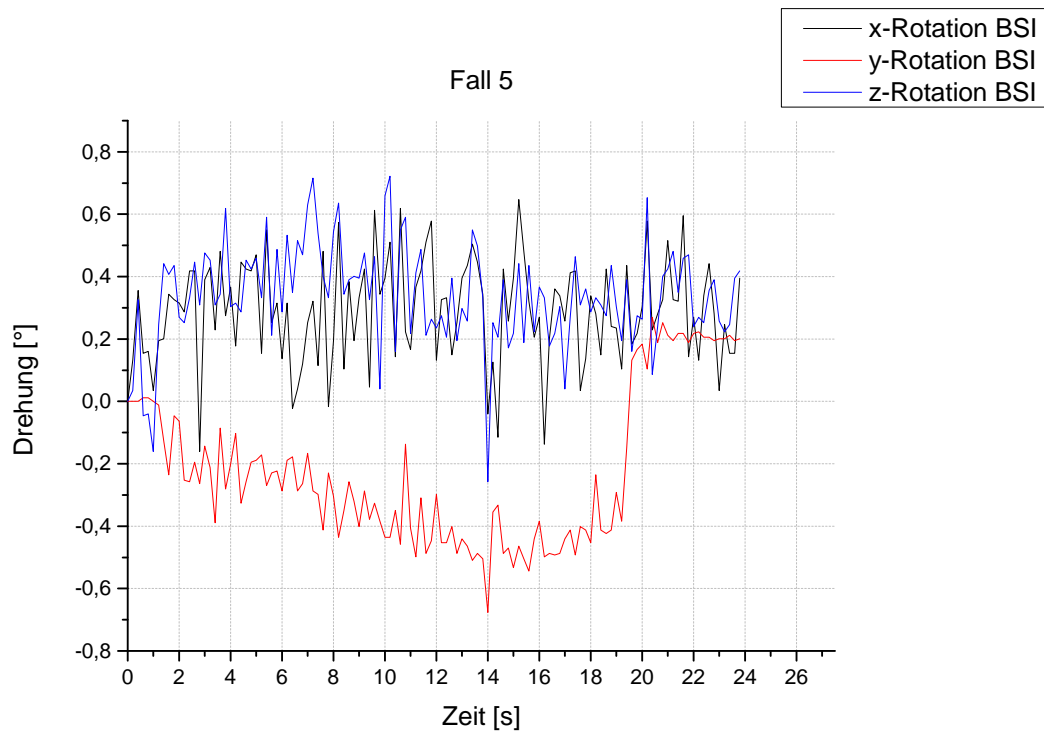
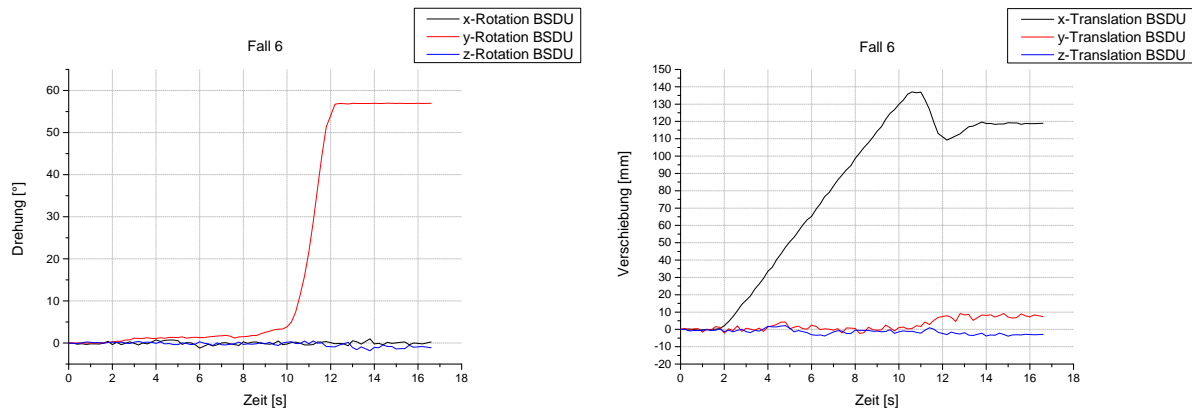


Abbildung A.11.: Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 5

Fall 6

Tabelle A.2.: Auflistung der Versuchsdurchläufe für den Belastungsfall 6

Durchläufe	Gewichtskraft F_G / g	Belastung $F_{L/R}$ / N	Versagen	Grenzfall
1. Durchlauf	1,96	2,56	ja	nein
2. Durchlauf	1,47	1,87	nein	nein
3. Durchlauf	1,72	2,22	nein	nein
4. Durchlauf	1,96	2,56	ja	ja



(a) Rotatorische Bewegung der BSDU

(b) Translatorische Bewegung der BSDU

Abbildung A.12.: Weg-Zeit-Diagramm der BSDU-Verschiebungen für den Grenzfall 6

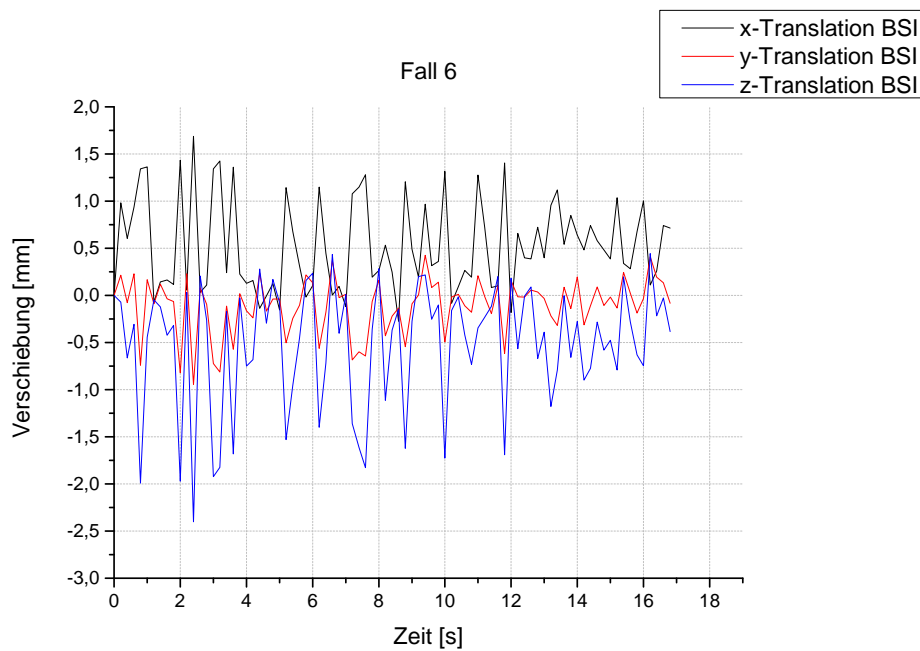


Abbildung A.13.: Translatorische Verschiebung BSI, Fall 6

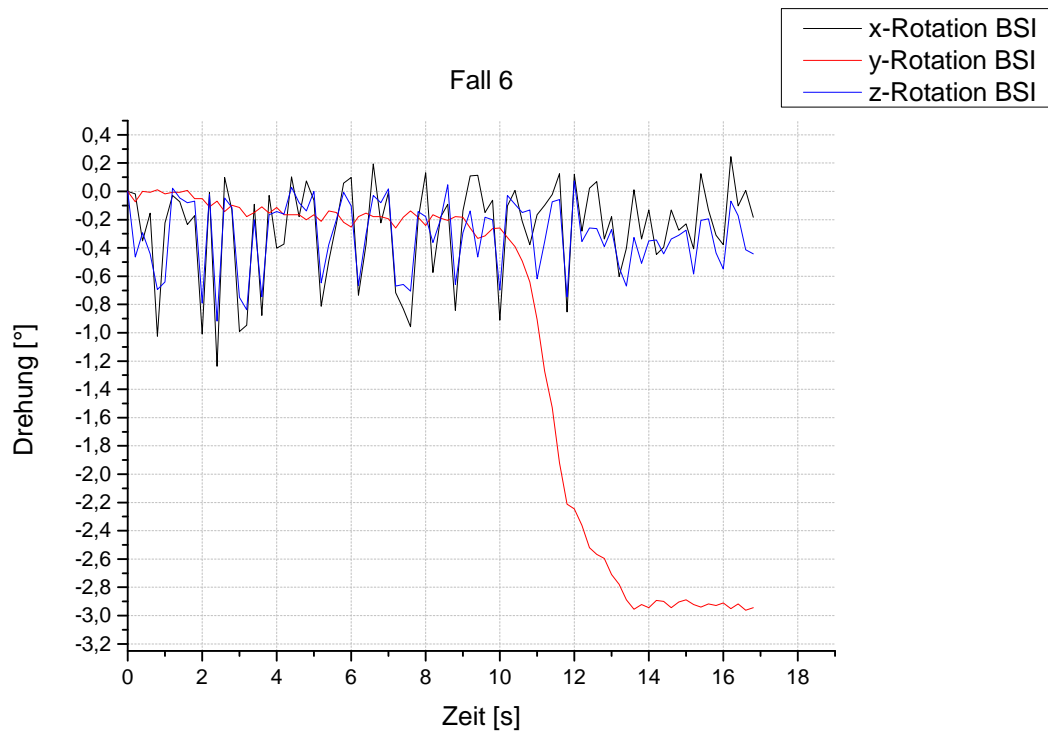


Abbildung A.14.: Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 6

Fall 7

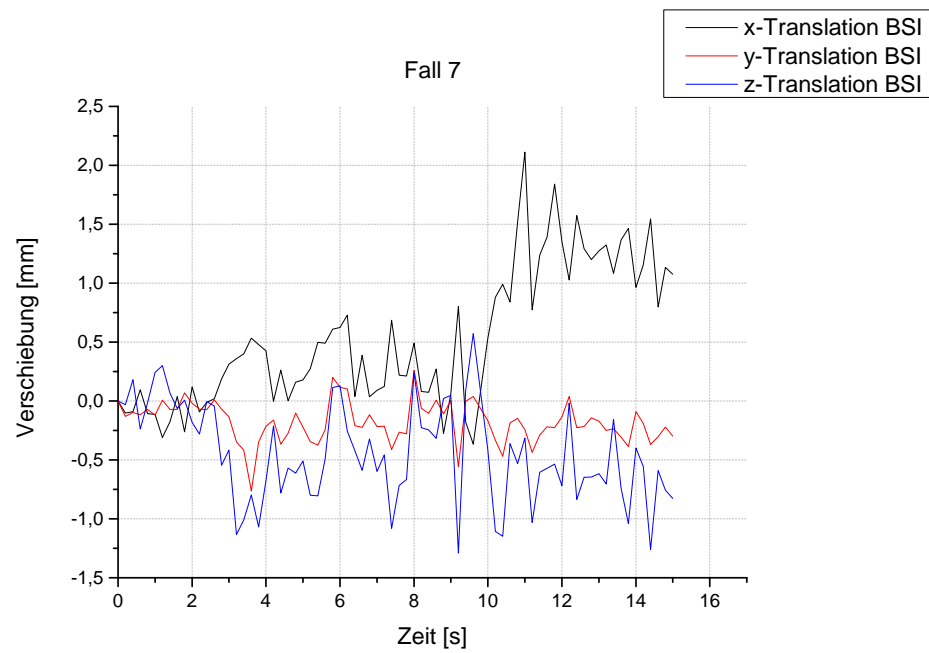


Abbildung A.15.: Translatorische Verschiebung BSI, Fall 7

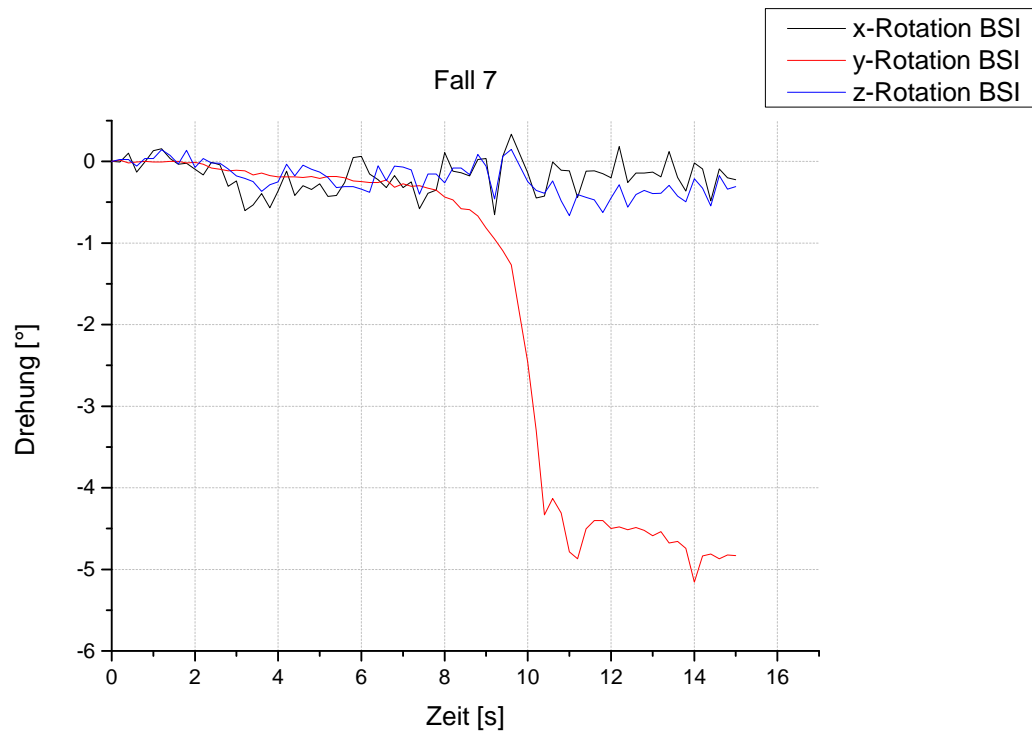


Abbildung A.16.: Rotatorische Verschiebung BSI, Fall 7

Projektplanung

		Name	Start	Ende
1		Konstruktionsphase	01.04.15 08:00	29.05.15 17:00
2		Anforderungen ermitteln	01.04.15 08:00	10.04.15 17:00
3		Lastkombinationen ermit...	01.04.15 08:00	10.04.15 17:00
4		CAD-Konstruktion	13.04.15 08:00	08.05.15 17:00
5		Bauteile bestellen	11.05.15 08:00	15.05.15 17:00
6		Lieferung der Bauteile	18.05.15 08:00	29.05.15 17:00
8		Aufbauphase	09.06.15 08:00	01.07.15 17:00
9		Montage des Prüfstands	09.06.15 08:00	23.06.15 17:00
10		Messsystem einrichten	24.06.15 08:00	01.07.15 17:00
12		Testphase	10.07.15 08:00	31.07.15 17:00
13		Testdurchführung	10.07.15 08:00	22.07.15 17:00
14		Auswertung der Ergebni...	23.07.15 08:00	31.07.15 17:00

Entwurf eines kombinierten Mast- Mechanismus Leistungsprüfstands sowie Durchführung und Auswertung erster T...

Abbildung A.17.: Projektplanung

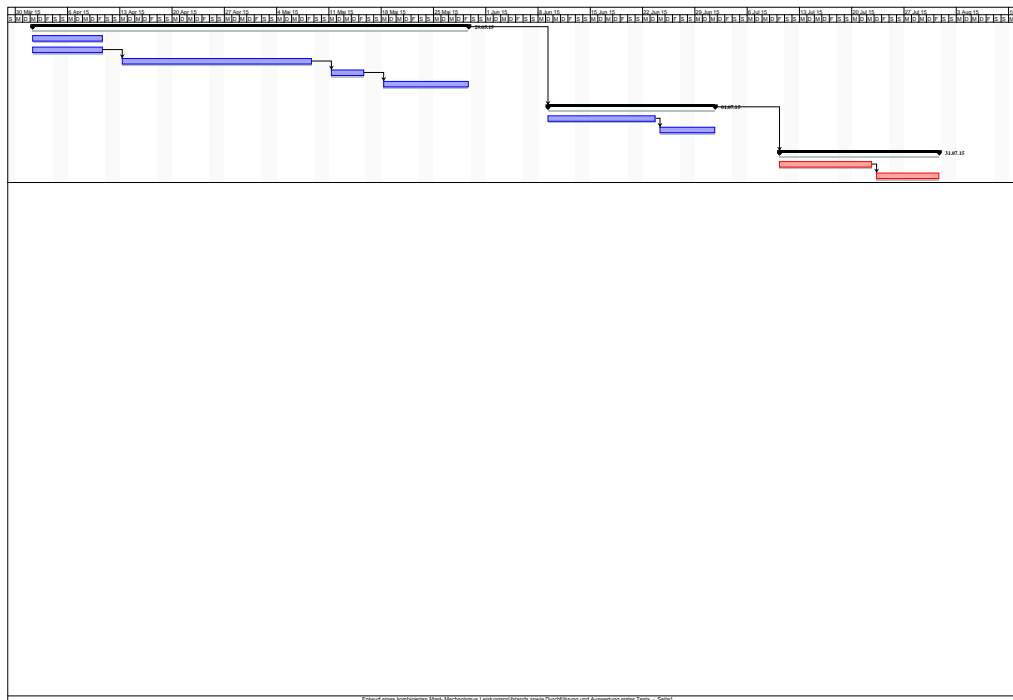


Abbildung A.18.: Projektplanung